

小惑星探査機はやぶさ2の 往復航行を実現するイオンエンジン

- 国立研究開発法人 宇宙航空研究開発機構
- 宇宙科学研究所 はやぶさ2プロジェクト
- 准教授 西山和孝

A. Yoshida

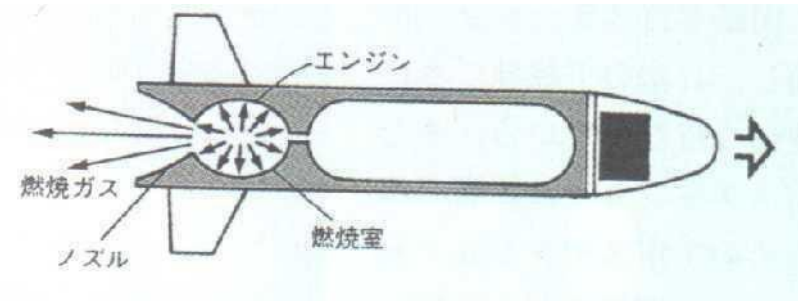
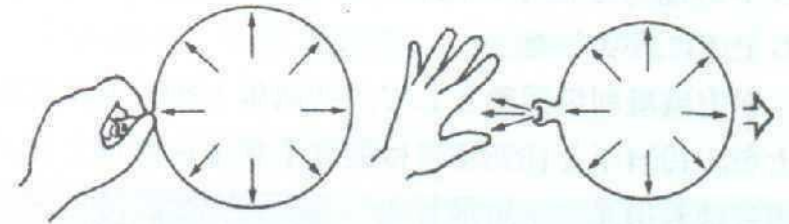
今日の話題

- 電気推進ロケットの一種、イオンエンジンの紹介
- 初代「はやぶさ」の成果、教訓
- 「はやぶさ2」イオンエンジンの開発
(休憩)
- パネルディスカッション
- 「はやぶさ2」イオンエンジンの宇宙運用

電気推進の一種、イオンエンジンの紹介

ロケットの原理

- 風船は空気を**噴き出す反動**で飛ぶ。
- ロケットも同じ。燃料を燃やして熱いガスにして、ラッパのような形のノズルで噴き出させる。
- たくさんのガスや空気を勢い良く噴き出すほど、良く飛ぶ。
- 燃料(推進剤)が限られているので排気速度が高いほど良い。
- 化学ロケットの場合燃料・酸化剤の組み合わせに依存
秒速2.5~4.5km
- 電気ロケットは、化学ロケットの10倍近い秒速30kmで噴射できる。



ツィオルコフスキーのロケット公式

$$\Delta V = u_e \ln \frac{M_i}{M_f}$$

ΔV : 速度増分、増速、デルタバイ

u_e : 排気速度

M_i : 宇宙機初期質量

M_f : 宇宙機終期質量(推進剤消費後)

推進剤消費後の質量の割合を表すように変形すると

$$\frac{M_f}{M_i} = \exp\left(-\frac{\Delta V}{u_e}\right)$$

はやぶさ2の例: $u_e=30\text{km/s}$, $\Delta V=2\text{km/s}$

→ $M_f/M_i = 0.936$ すなわち全体の6.4%の推進剤消費で足りる。

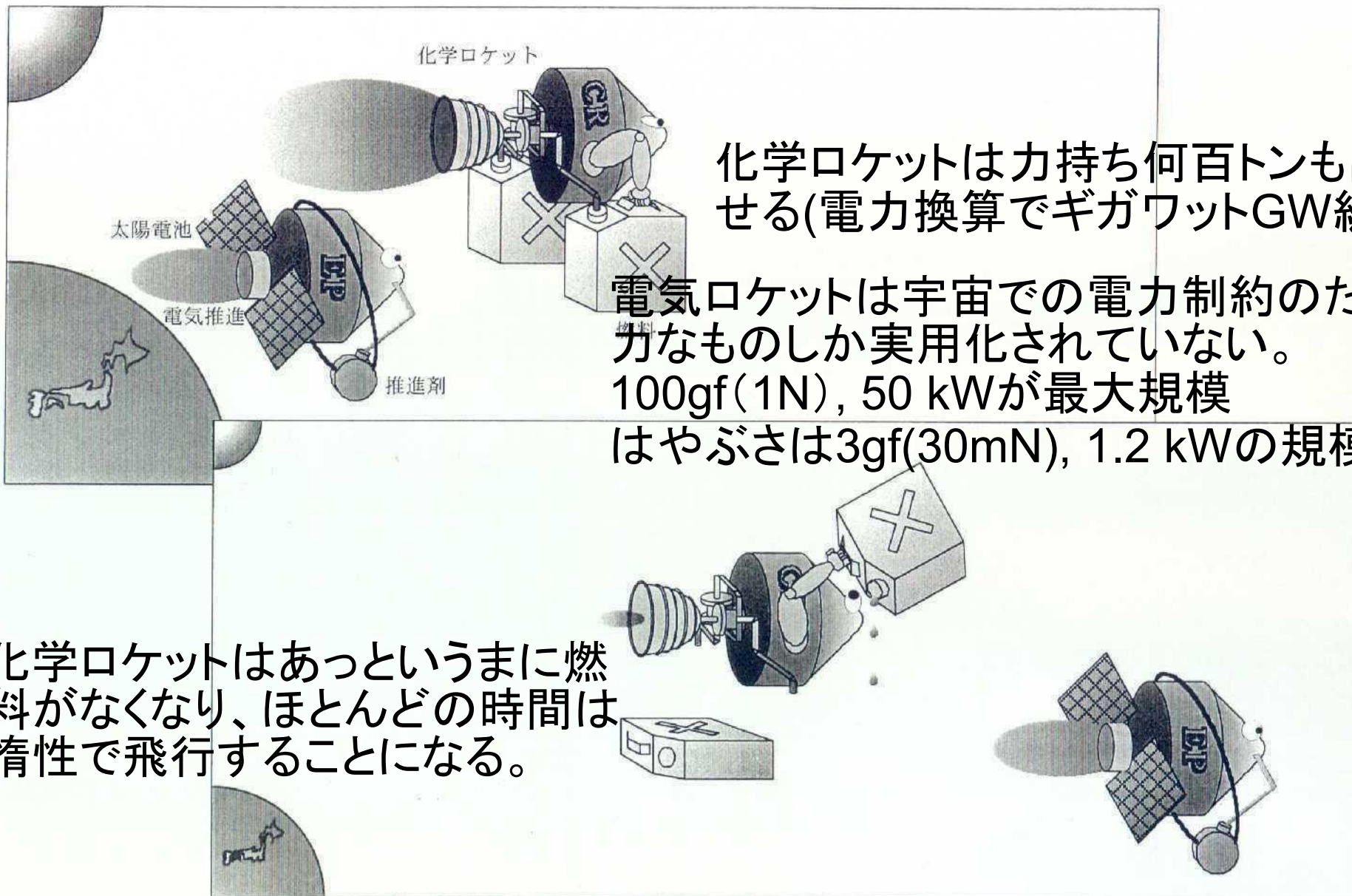
600kgの6.4%は38.4kg (はやぶさ2は66kg搭載、3.5km/sの増速能力)

化学推進の例: $u_e=3\text{km/s}$, $\Delta V=2\text{km/s}$

→ $M_f/M_i = 0.513$ すなわち全体の48.7%もの推進剤を用意する必要がある。

600kgの48.7%は292.2kg (はやぶさ2は約48kgしか搭載しない)

化学ロケットと電気ロケットの比較



化学ロケットは力持ち何百トンも出せる(電力換算でギガワットGW級)

電気ロケットは宇宙での電力制約のため非力なものしか実用化されていない。

100gf(1N), 50 kWが最大規模

はやぶさは3gf(30mN), 1.2 kWの規模

化学ロケットはあっというまに燃料がなくなり、ほとんどの時間は惰性で飛行することになる。

電気ロケットは燃料を節約しながら、じわじわとスピードアップ！荷物がたくさん運べる。ただし電力供給と長時間作動が必要である。

プラズマを利用した電気推進ロケット



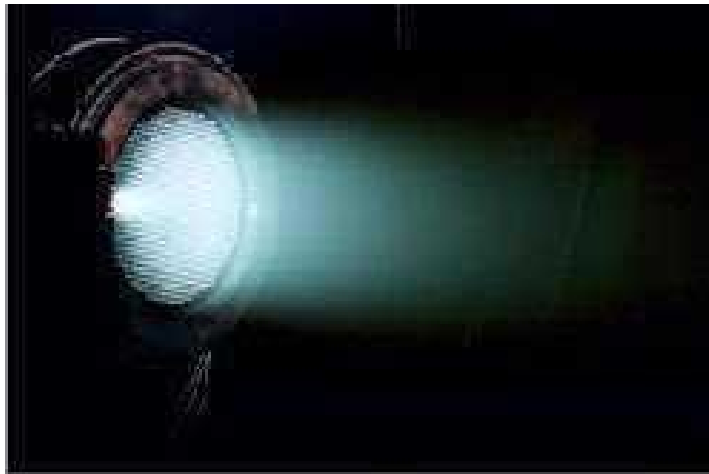
DCアークジェット
ヒドラジン、水素、アルゴン

電気で暖めて加速する
(電熱空力加速)
電気をあまり使わない割りに力が強い。燃費はそれほど良くない。



MPD (Magneto-Plasma Dynamic) アークジェット
ヒドラジン、水素、アルゴン、リチウム

電磁力で加速する大電力が必要。有人ロケットに向いている。小型衛星に適したテフロン推進剤の「パルス型プラズマスラスタ」もある。



イオンエンジン
キセノン、クリプトン、アルゴン(水銀、セシウム)

静電力で加速する

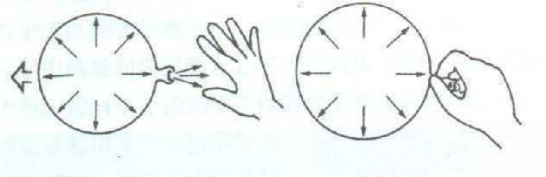
燃費がとてもよい。電気を食う割に力は弱い。



ホールスラスタ
キセノン

イオンエンジンのしくみ

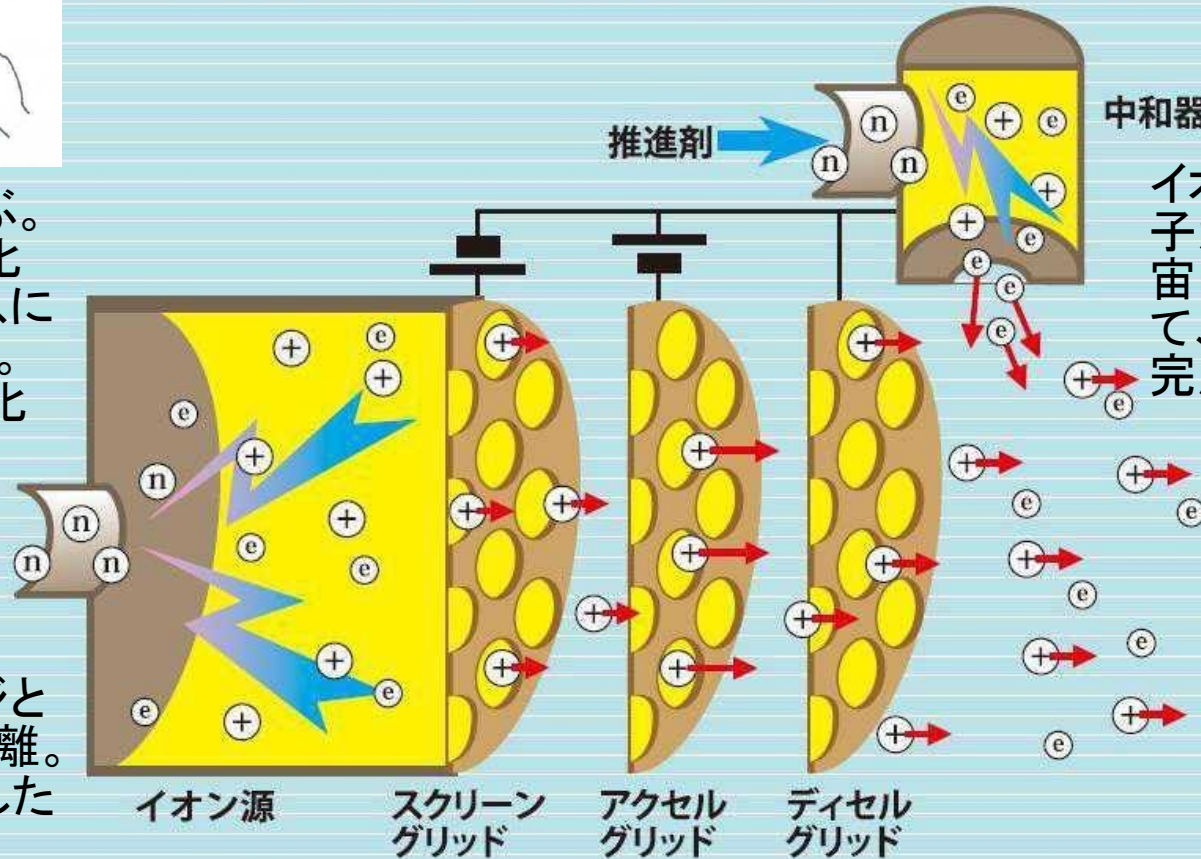
①イオン生成 ——— ②静電加速 ——— ③中和



風船は空気の反動で飛ぶ。
 ロケットは燃料を化学変化
 (燃焼や分解)で高温ガスに
 して噴射する反動で飛ぶ。
 イオンエンジンは化学変化
 の代わりに電気を使う。

推進剤

キセノンガスを使う。
 1分間でわずか 3 cm^3 。
 キセノンガスを電子レンジと
 似た電波で陽イオンに電離。
 乾電池1000個を直列にした
 のと同じ電圧で静電的に
 イオンを加速噴射。



イオンと同じ数の電
 子が中和器から宇
 宙に引きずり出され
 て、電流の回路が
 完成する。

噴射速度
 30km/s

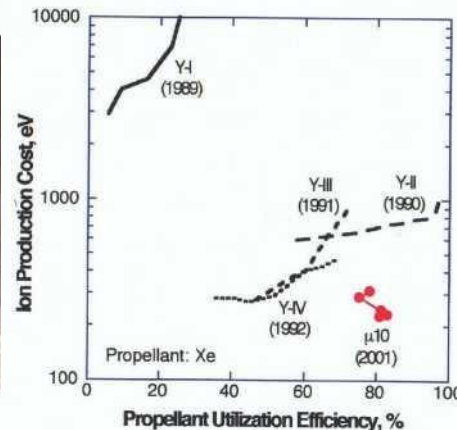
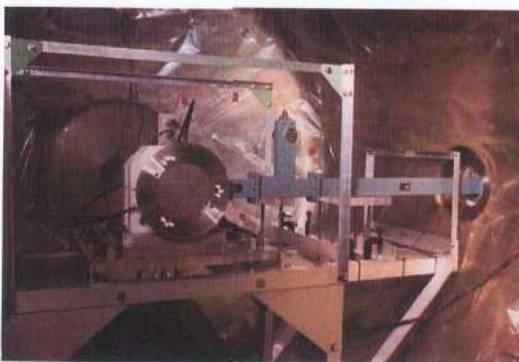
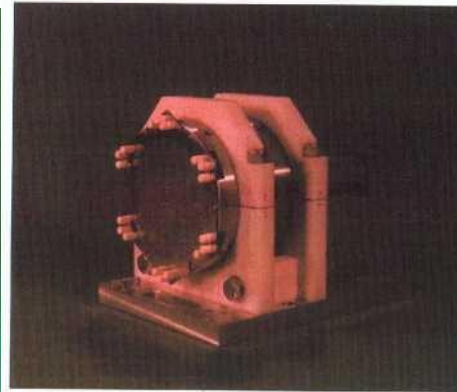
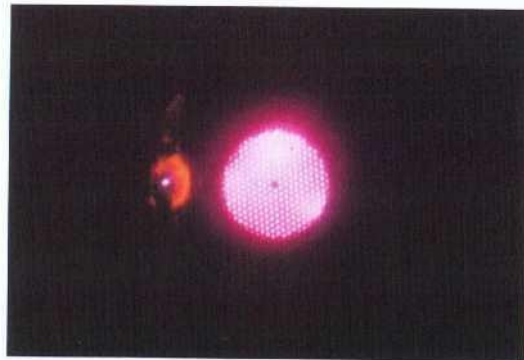
直径10cmの電極に
 直径2~3mmの855
 個のビーム噴射口
 1台あたりの力 0.8
 グラム重
 1台あたりの電力
 350ワット
 4台搭載し、最大で3
 台まで同時運転



はやぶさイオンエンジンの先祖たち

- 1988~1994
 - イオン源の研究開発
- 1990~1997
 - 中和器の研究開発
- 1996~2003
 - MUSES-Cプロジェクト

西山は1993年から修士一年生として宇宙研栗木研究室に配属。すでにエンジンハードウェアはほぼ完成の域に達していた。進学直後にYoshino-IVの最初の300時間連続運転用のコンピューター制御ソフト作成を担当したが、その後はイオンエンジン関係の基礎研究に従事。博士課程修了後、社会人としての開発参加は1998年から。フライト機器の試験のほか、制御器の仕様策定や「はやぶさ」向けコマンド発生ソフトの開発。打ち上げ後は往復の探査機運用に深く関わることになる。



Yoshino-I

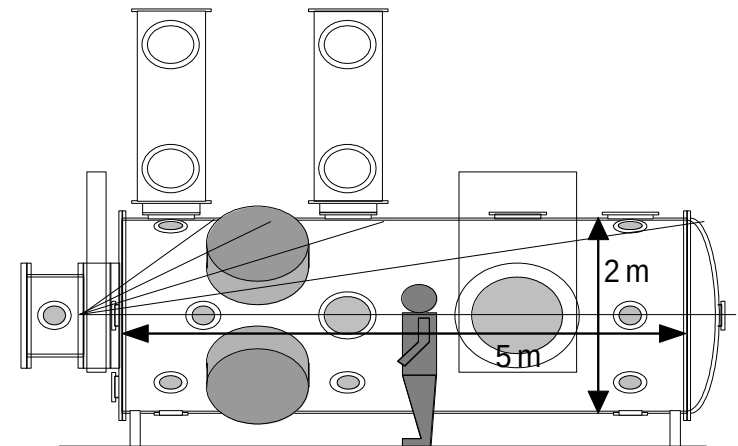
Yohino-II

Yoshino-III

Yoshino-IV

イオンエンジン耐久試験装置

- 1996に完成。1997~1999, 2000~2002年で18000時間と20000時間の耐久試験を実施。
- $\phi 2 \text{ m} \times 5 \text{ m}$
- 4つのクライオポンプ
- タンク内側はチタンの壁で -40°C に冷却可能
- 2つの小部屋(サブタンク)
- 2つの煙突状の小部屋(計測装置導入用)
- 圧力 10^{-4} Pa (エンジン運転中)
- イオンビームで削られた金属による汚れ防止のため、エンジン正面はチタン製の多数のブレード(刃)が斜めに配置



EM耐久(18000時間)とPM耐久(20000時間)

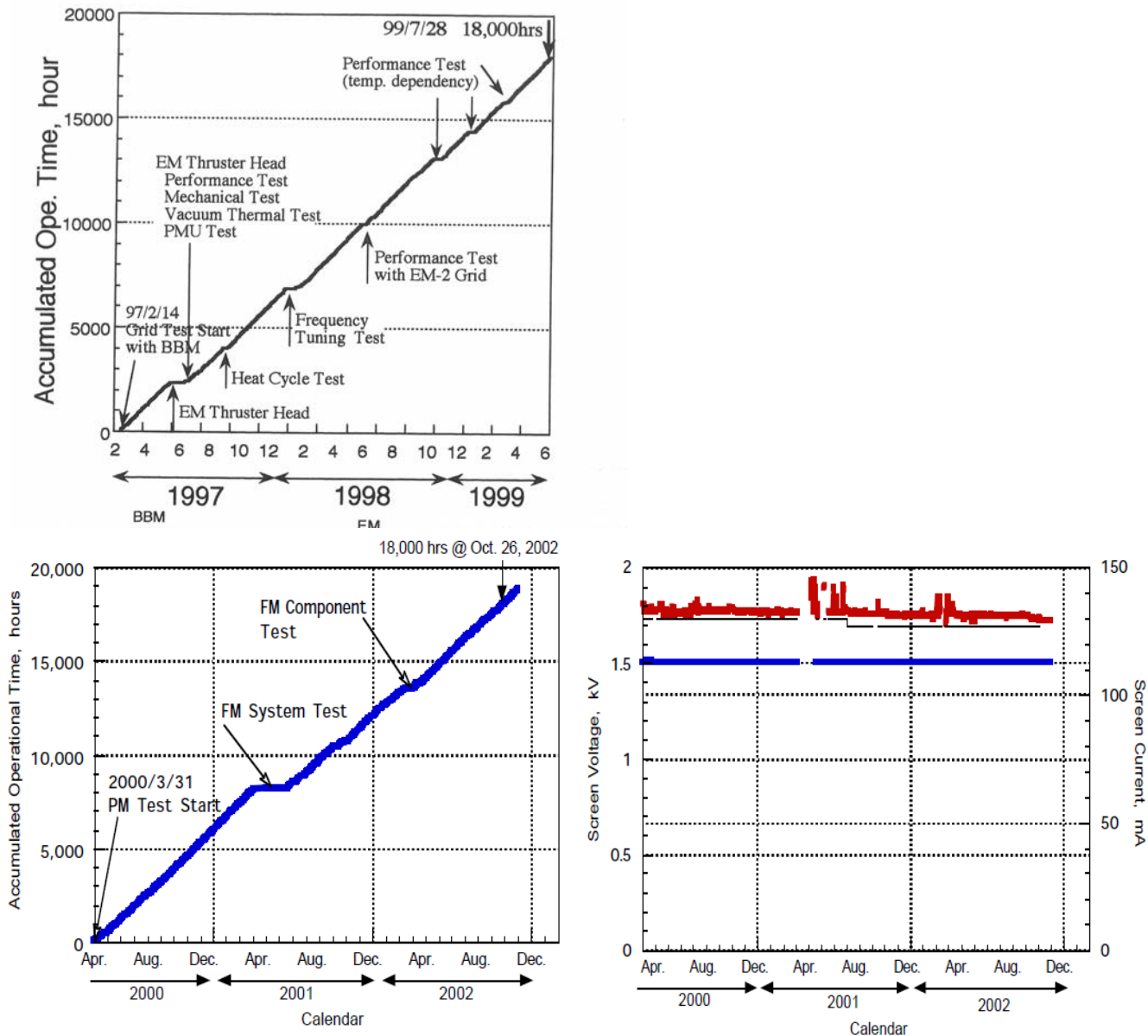
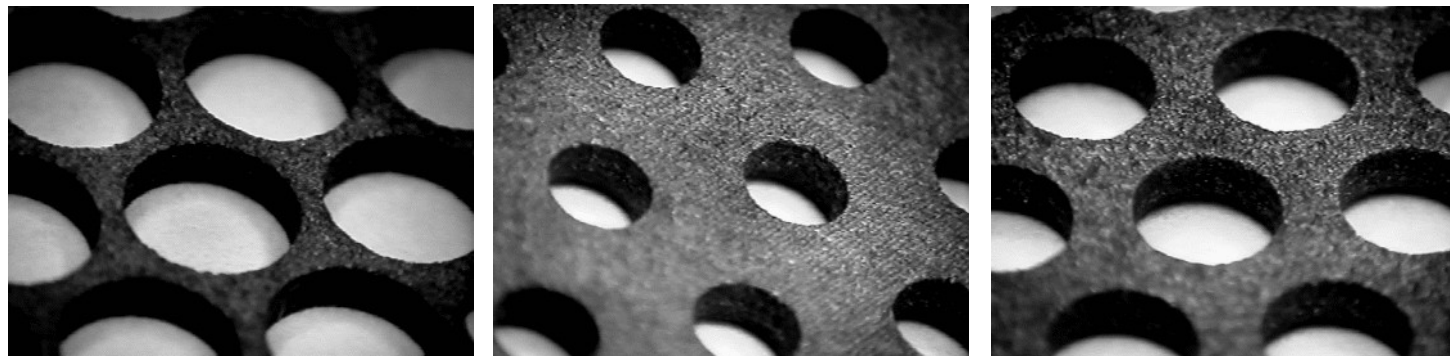


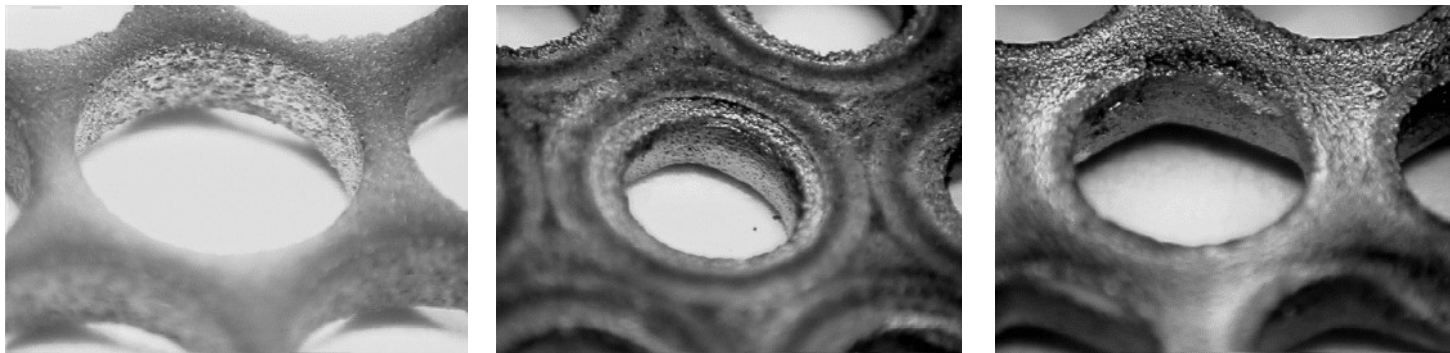
Fig. 9 PM-phase endurance test history (Left: Accumulated operation time vs. calendar, Right: Screen voltage & current vs. calendar).

18000時間地上試験で示されたカーボン複合材 電極グリッド(世界初採用)の優れた耐久性

• 試験前



• 試験後
(上流面)



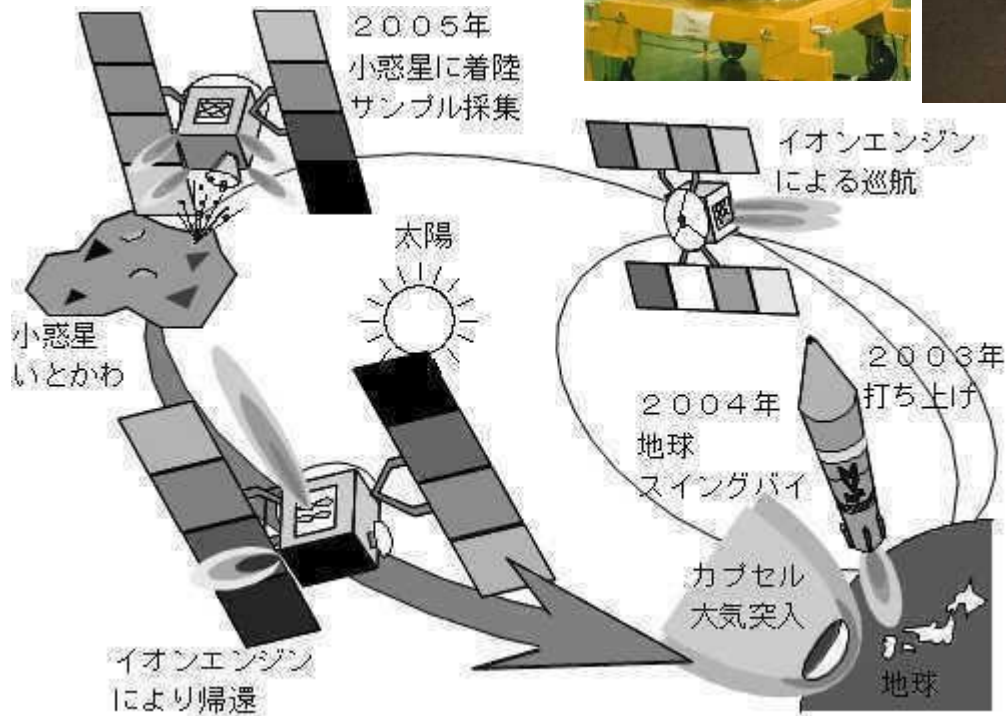
• 試験後
(下流面)



スクリーングリッド(+1500V), アクセルグリッド(-350V), ディセルグリッド(-30V)

初代はやぶさの成果・教訓

小惑星探査ミッション 「はやぶさ」



2010年6月

3億km離れた月よりも800倍遠い小惑星との
世界初の往復探査。7年間で60億km飛行。

神奈川県相模原市の宇宙科学研究所の
展示室にある実物大模型

大きさ: 1.0m x 1.6m x 1.1m

重量: 380kg(乾燥)

化学燃料: 70kg

キセノン推進剤: 60kg

総重量: 510kg

電力: 2.6キロワット(1天文単位にて)

通信: X band

初代「はやぶさ」のチーム

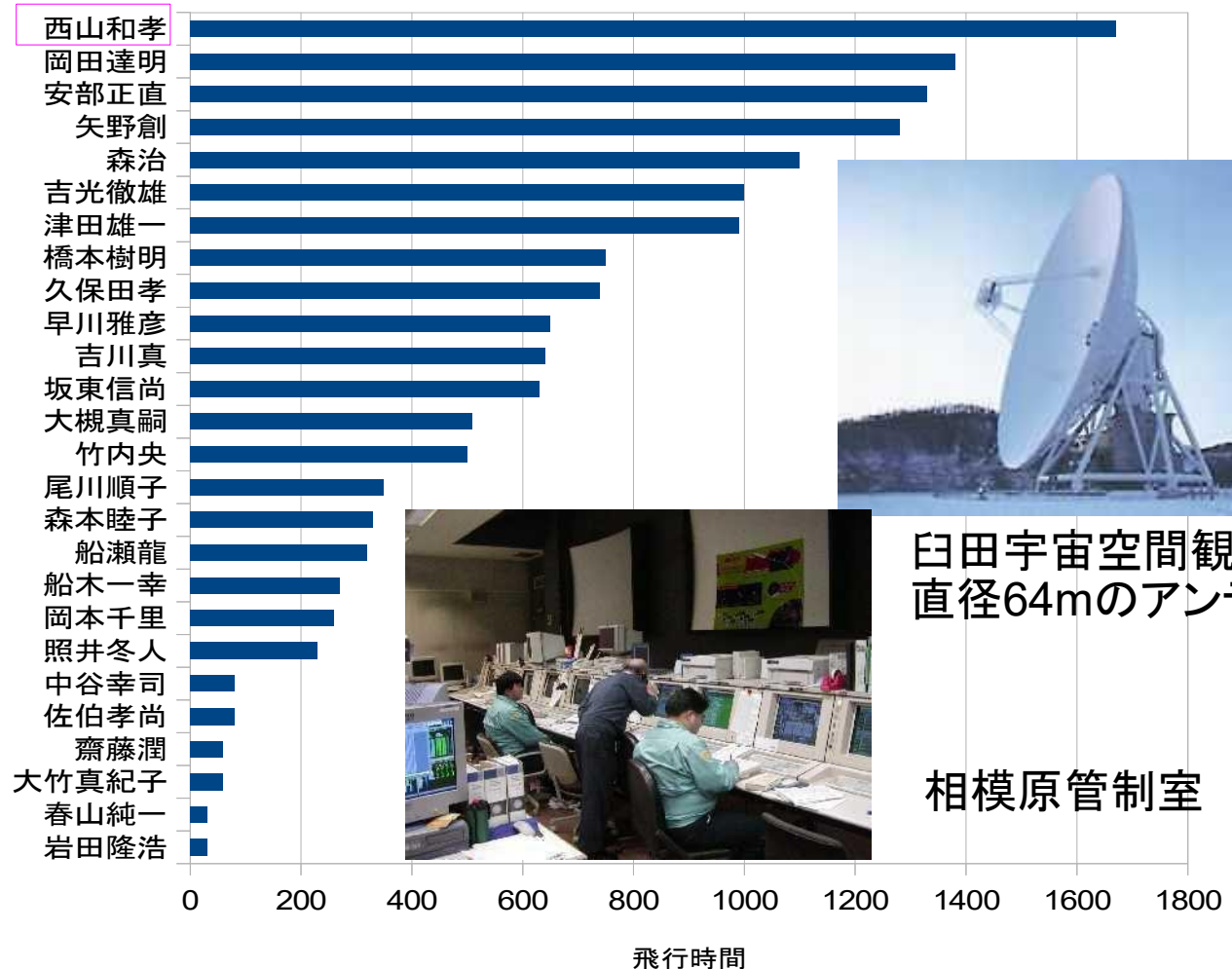


2011.6.13 「はやぶさ」帰還一周年

「はやぶさ」の 運用スーパーバイザー(探査機追跡現場監督) 7年間で、のべ15300時間・人

- 経験者
26名
- その代表が探
査機運用班長
- スケジュール調
整やコマンド計
画の取りまとめ
役
- 経験者の半数
以上が
「はやぶさ2」に
も参加

探査機運用班長



スーパーバイザー

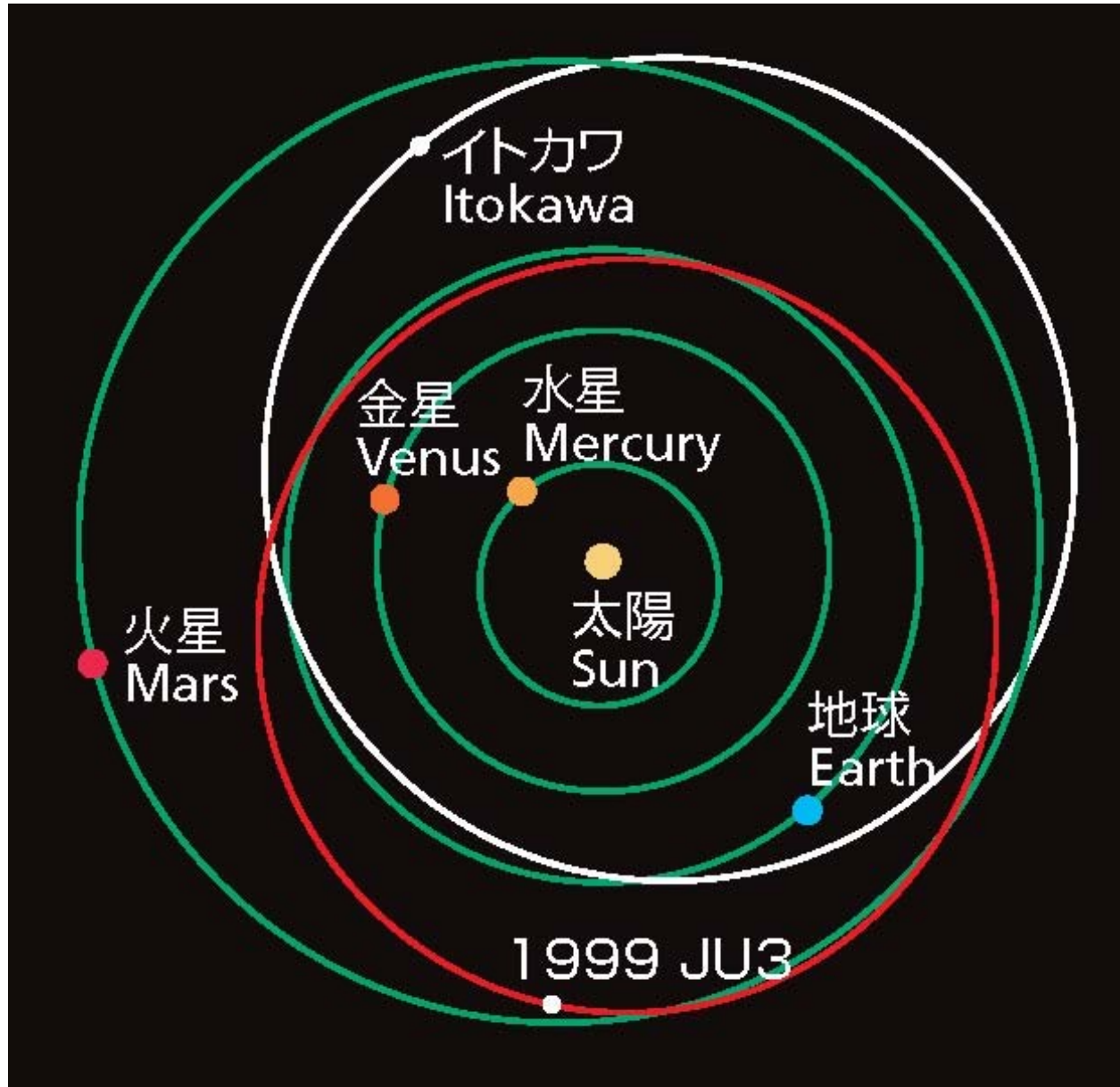


臼田宇宙空間観測所
直径64mのアンテナ



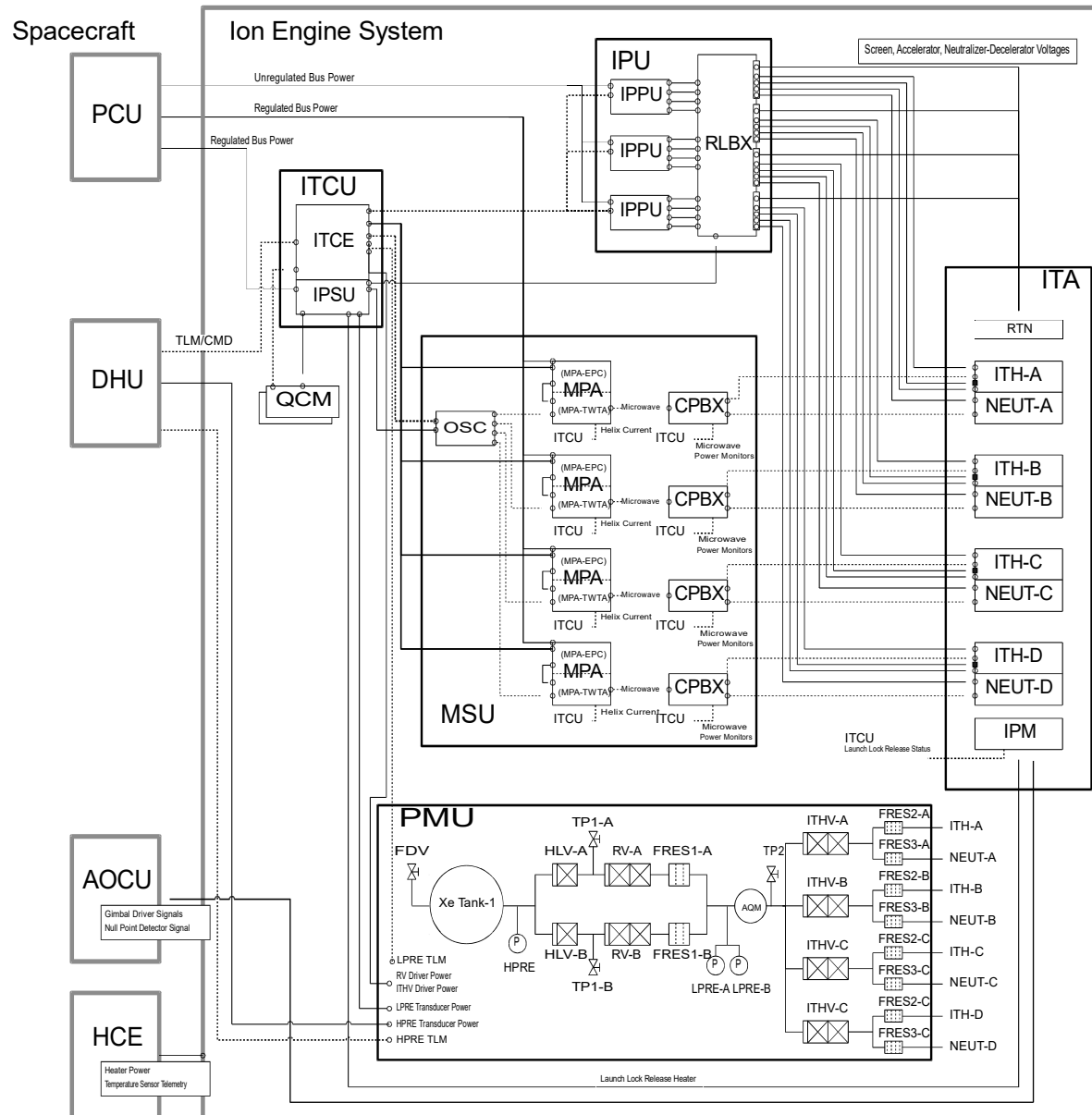
相模原管制室

イトカワ(1998SF36)と リュウグウ(1999JU3)の軌道



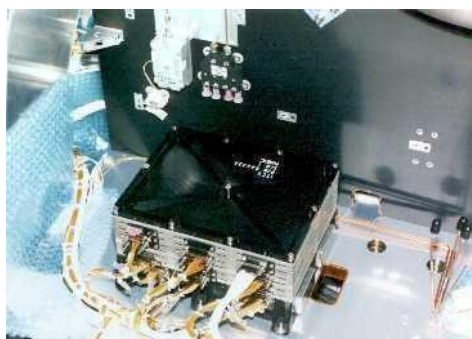
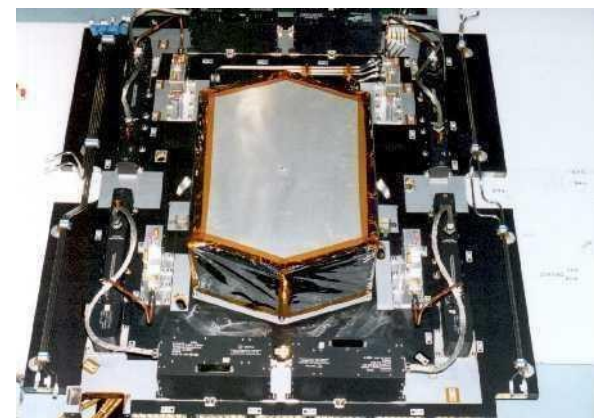
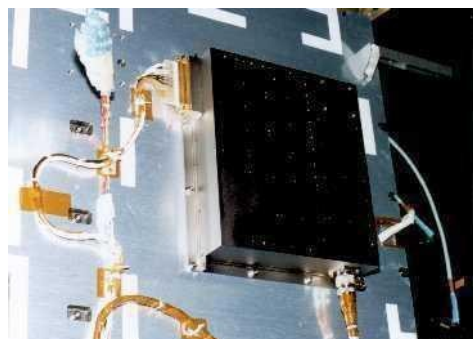
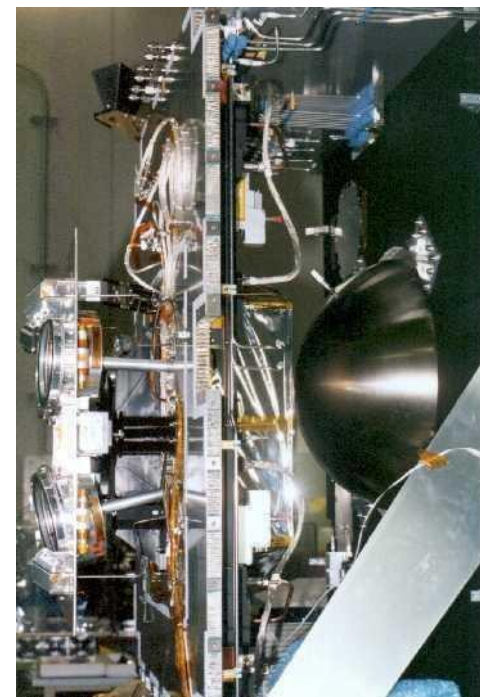
イオンエンジンサブシステム構成

「はやぶさ」と「はやぶさ2」は基本的に共通



はやぶさイオンエンジンサブシステム

- 高圧直流電源3台
- 制御器・マイクロ波発信機
- キセノンタンク・流量制御器
- 二軸ジンバル
- マイクロ波増幅器4台
- NECが探査機を含め主担当
- 三菱重工長崎造船所がキセノンガス供給系担当



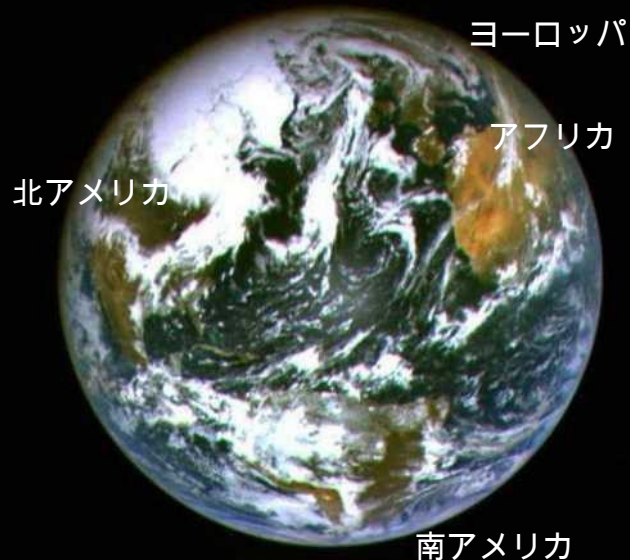
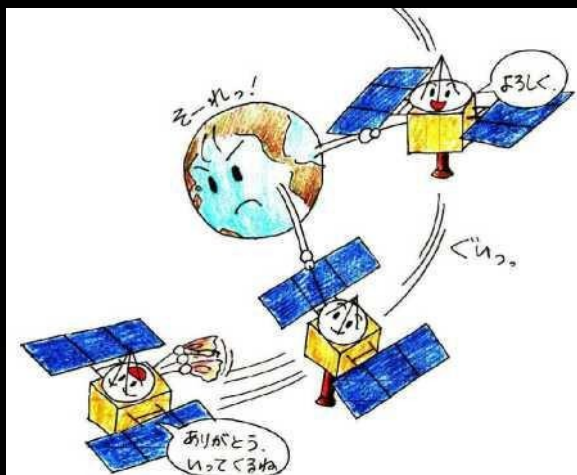
M-Vロケット5号機による打ち上げ 2003年5月9日



M-Vロケット上の「はやぶさ」

一年後の地球スイングバイ(2004/5/19)

イオンエンジンとの合わせ技は世界初



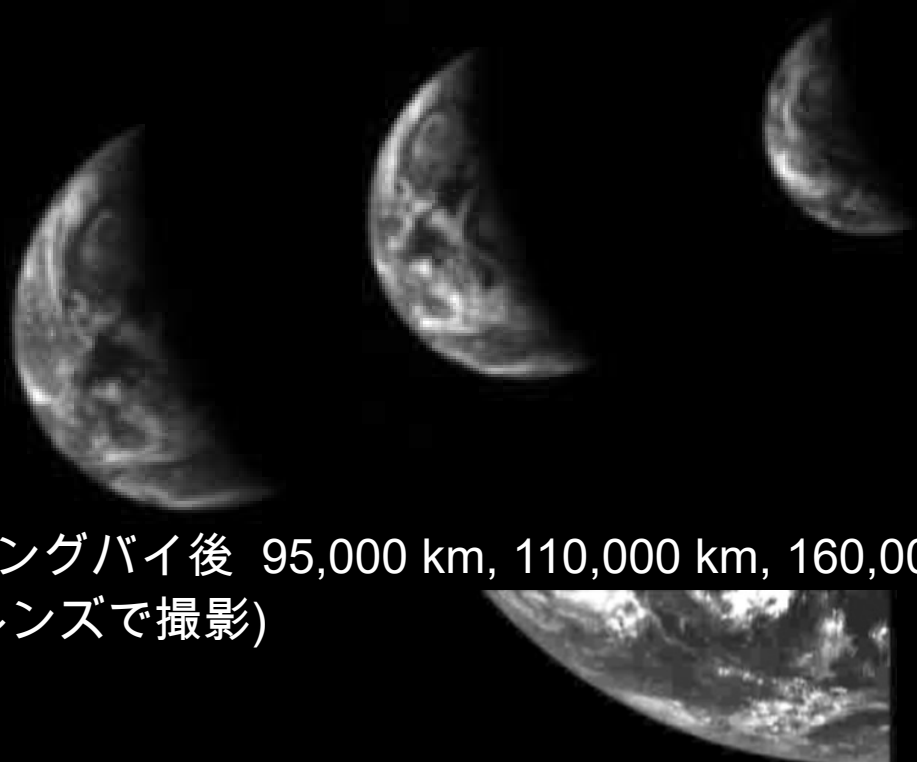
スイングバイ後 95,000 km, 110,000 km, 160,000 km
(広角レンズで撮影)

スイングバイ前 295,000 km
(望遠レンズで撮影)

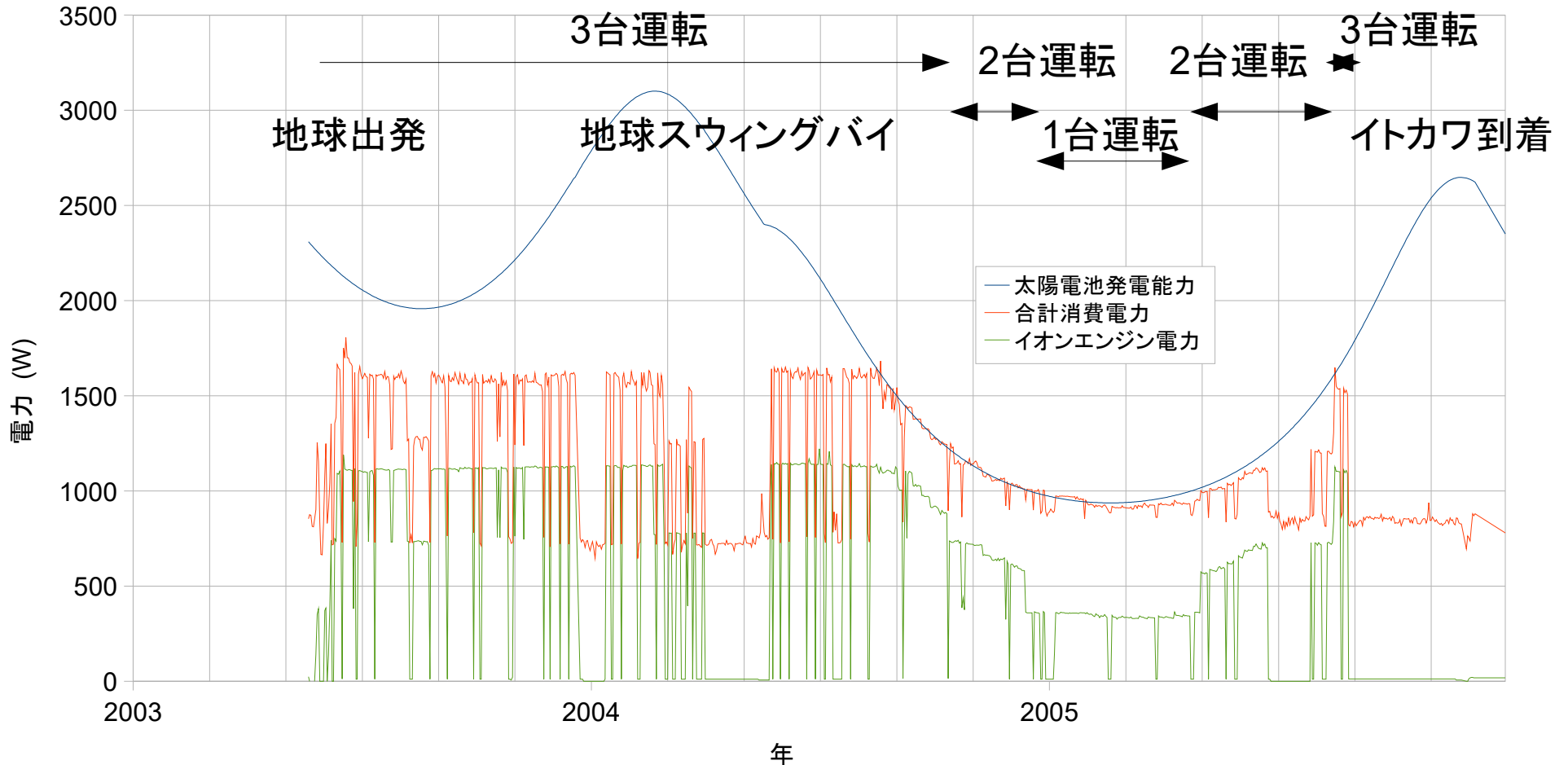
最接近距離3700km

スイングバイ前 60,000 km

日本付近に接近しつつある2つの台風(台風2号、台風3号)と、²¹
日本上空に伸びている前線の雲が写っています。



電力不足との戦い(2004年9月～2005年2月)



- 太陽距離の拡大によって次第に太陽電池の発生電力が低下し、2004年9月からはイオンエンジンの出力を絞る運転を実施した。
- 10月からは運転台数を3台から2台に削減し、12月からは1台運用を実施した。
- 電力捻出のため、通信不要なときは送信機オフまで行った。

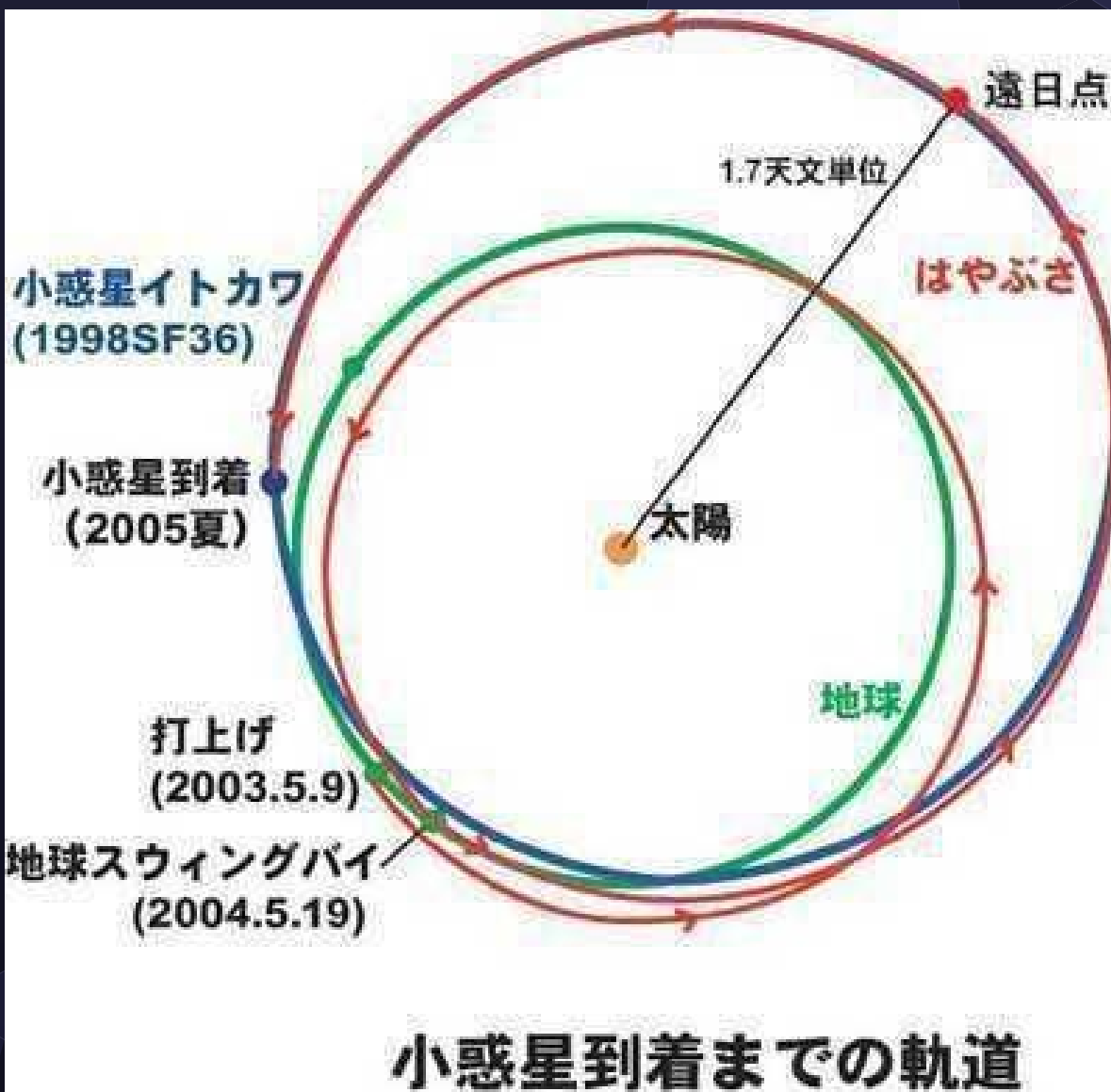


「はやぶさ」遠日点通過(2005/2/18)

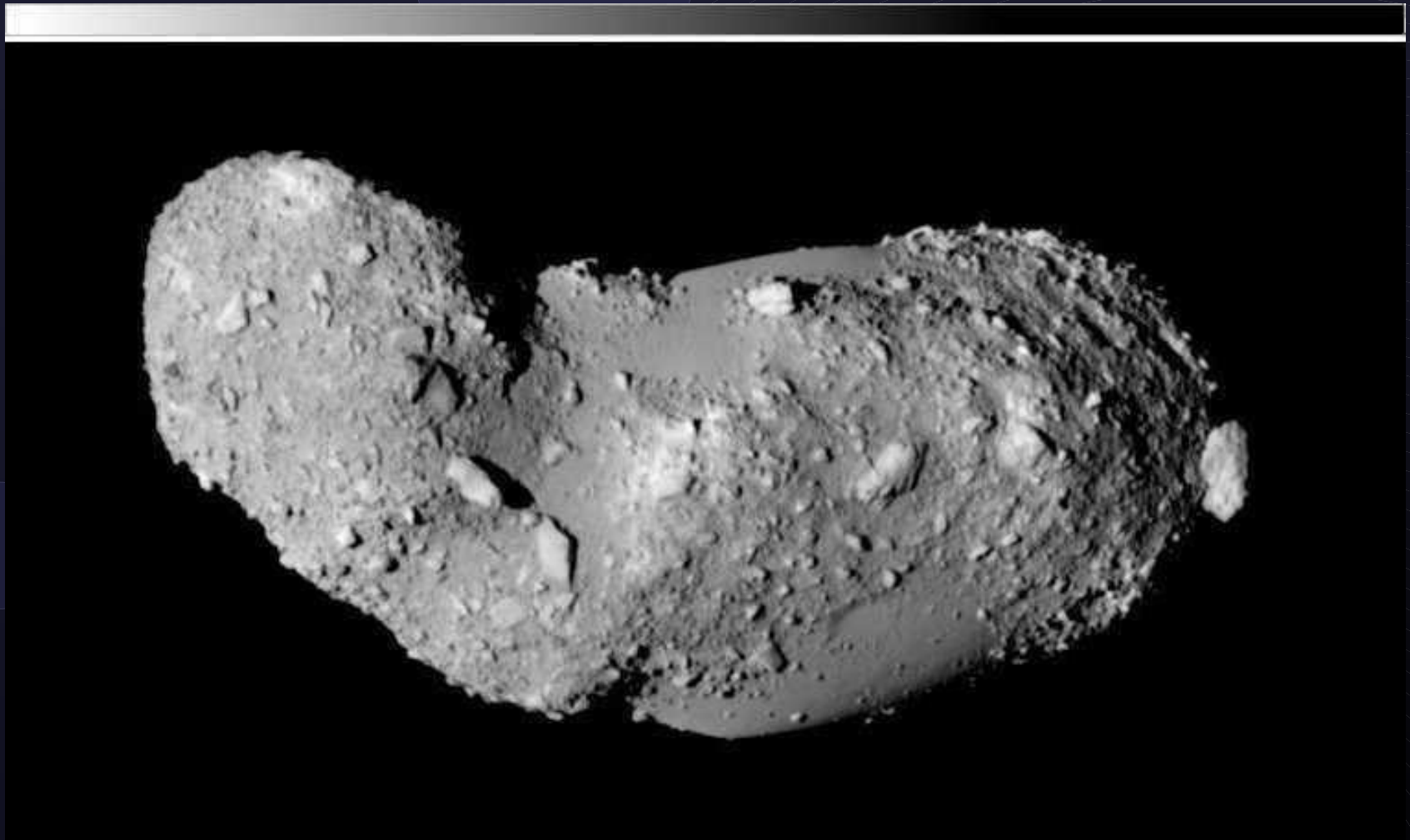
太陽から史上最も離れた電気推進ロケット(当時)



小惑星探査機「はやぶさ」は、2月18日にその軌道において最も太陽から遠ざかる点である「遠日点」を通過しました。この時の探査機から太陽の距離は1.7天文単位で、電気推進ロケットを搭載した宇宙機としては、世界で最も太陽から遠方に到達したことになります。



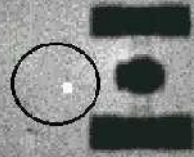
イトカワ到着(2005/9/12)



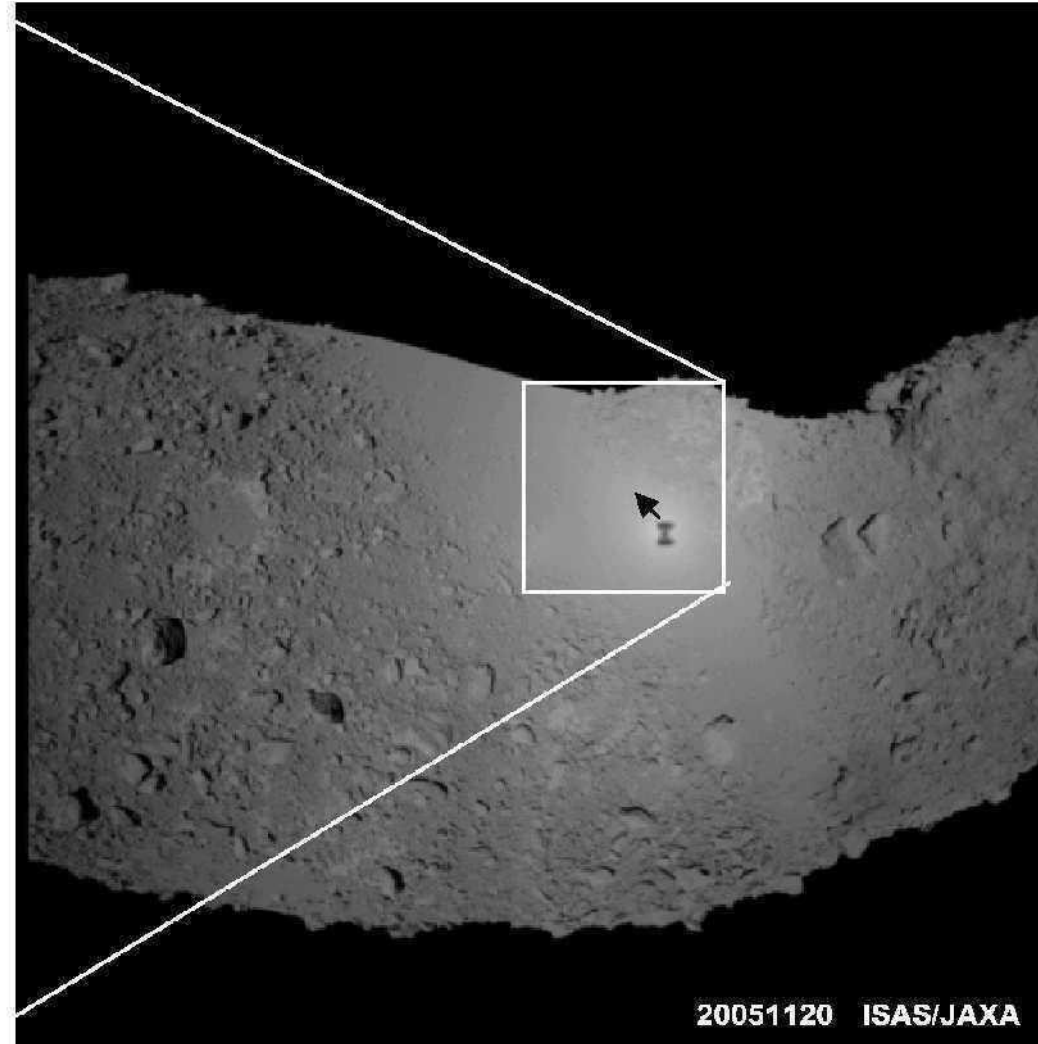
第一回目着陸(2005/11/20)



88万人の名前入り
ターゲットマーカを着陸用
の目印として放出

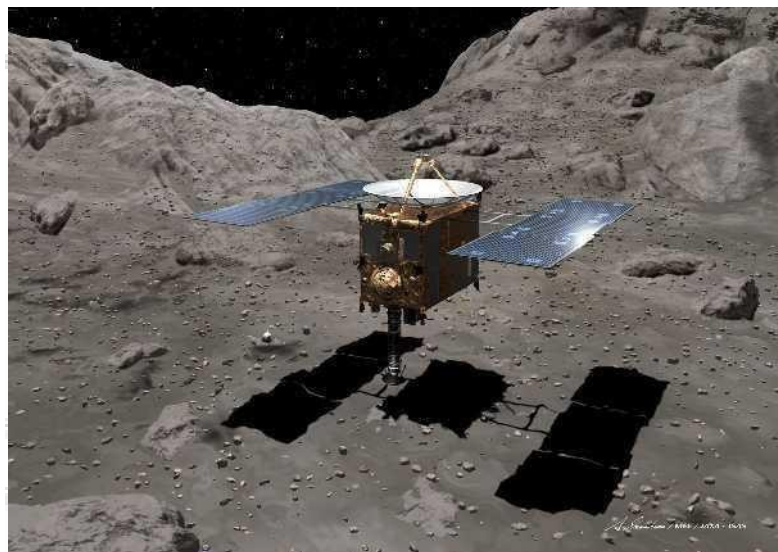


20051120 ISAS/JAXA

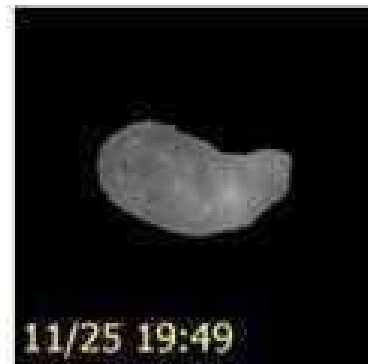


20051120 ISAS/JAXA

第二回目着陸(2005/11/25)

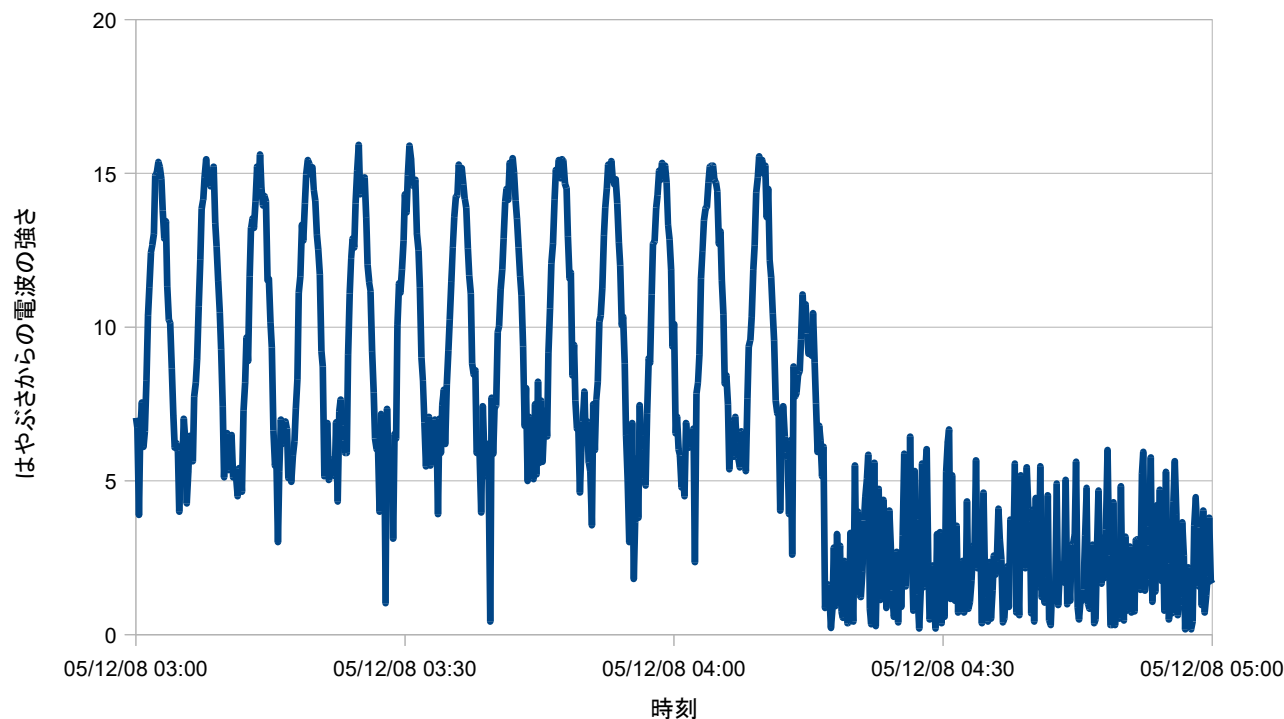


着陸・離陸は完璧。しかし、弾丸発射に失敗。



21:03に垂直降下開始

燃料再蒸発または再漏洩による通信途絶 2005/12/8



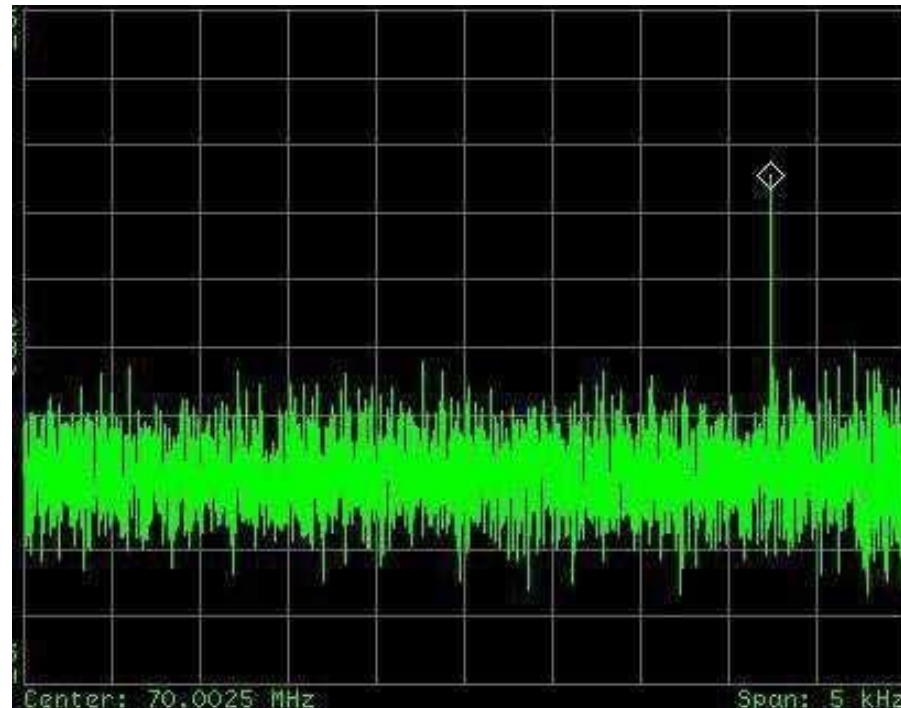
はやぶさは二回目のイトカワ着陸後の燃料漏れのため6分に1回転の高速スピン(回転)状態に陥っており、通信が困難な状況だった。

電波を断続的に地上で受信しながらキセノンガスジェットによる姿勢制御の調整を行っていた。

上のグラフは、はやぶさのスピンによりアンテナが回転するため地上受信電波の強さが周期的に変化する様子を表している。

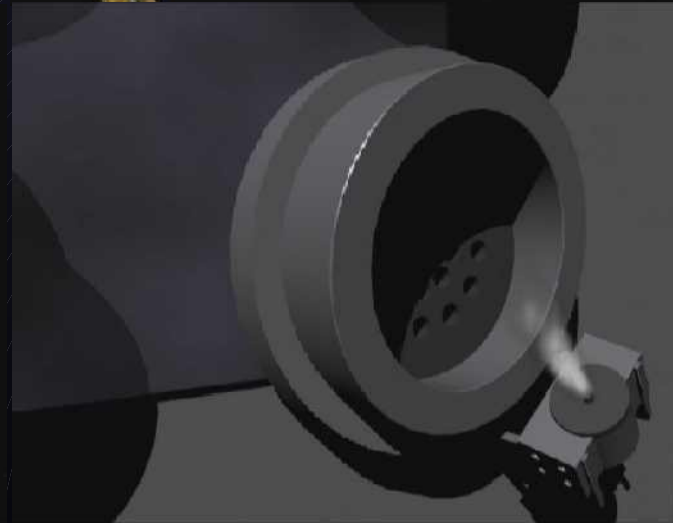
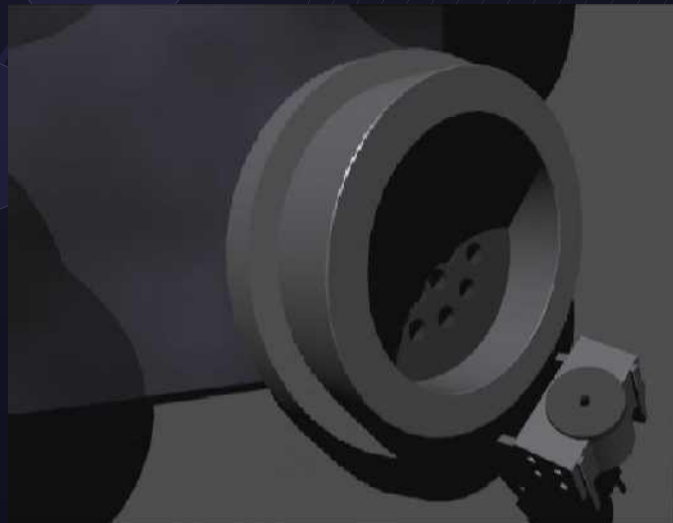
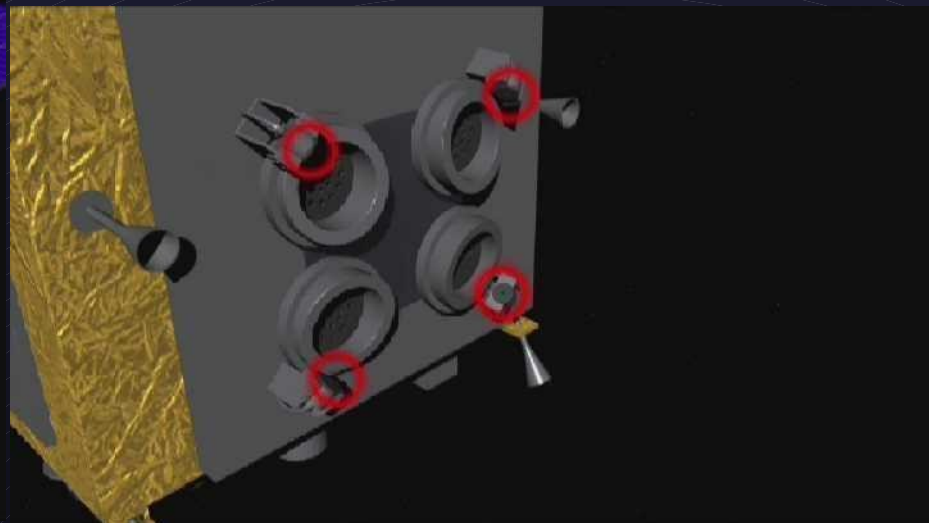
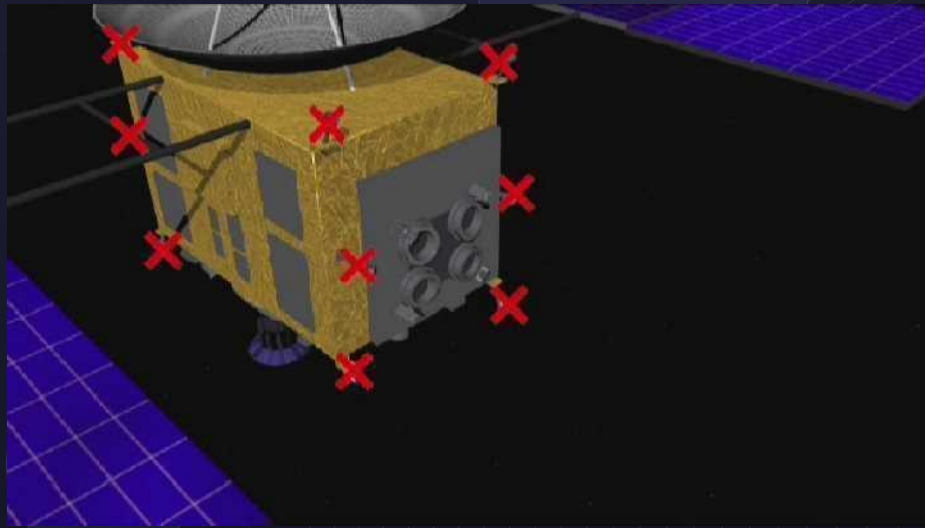
2005/12/8 4:16 (UTC:世界標準時)、2005/12/8 15:16 (JST:日本標準時)ごろ、徐々に信号レベルが小さくなり通信途絶した。

よみがえった「はやぶさ」 2006/1/23



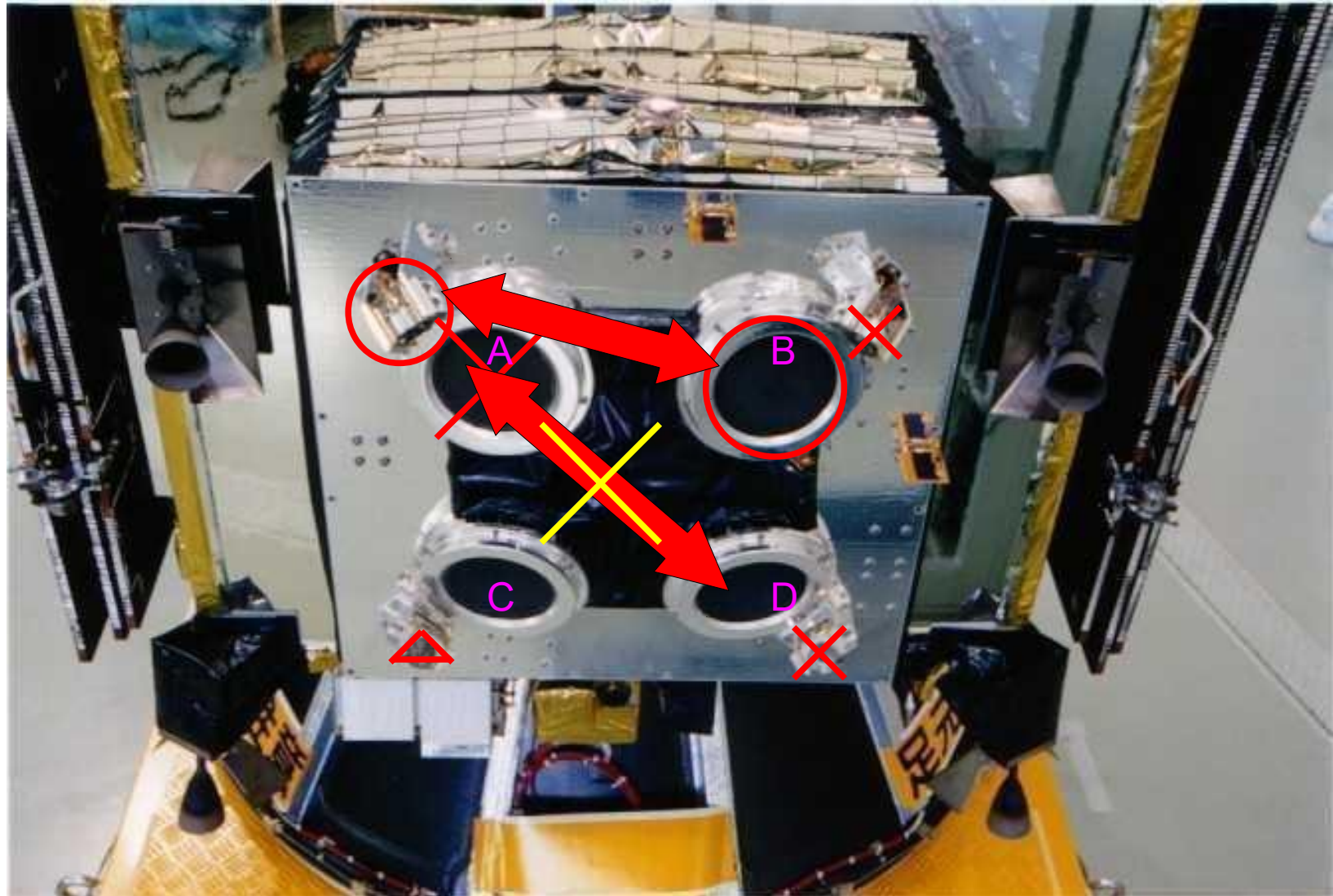
太陽電池に太陽光が当たり始めたために、息を吹き返した。電波は弱く、通常データ送信が可能になるまで、さらに一ヶ月を要した。その間、「ビーコン通信」をして「はやぶさ」と一問一答を繰り返して得たわずかな情報をもとに、キセノンガスジェットをリズムカルに噴射させてスピン姿勢回転軸を地球・太陽方向に立て直した。これによりキセノン9kgを一気に失った。

姿勢制御用燃料漏れの対策 苦肉の策キセノンガスジェット



エンジントラブルを裏技で克服(2009/11)

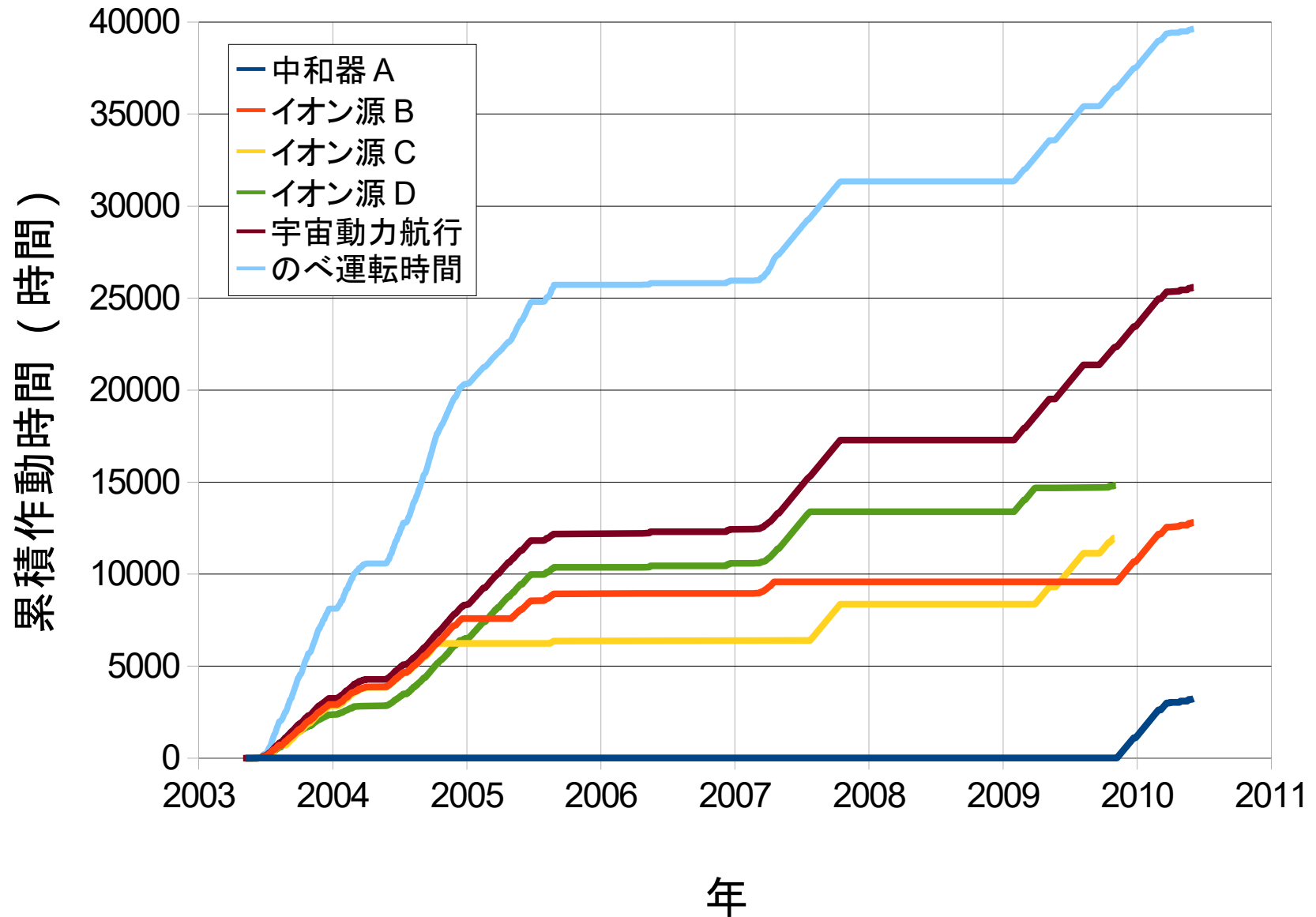
電源故障に備えて搭載したバイパスダイオードが
別系統のイオン源Aと中和器Bの組み合わせ動作を可能に



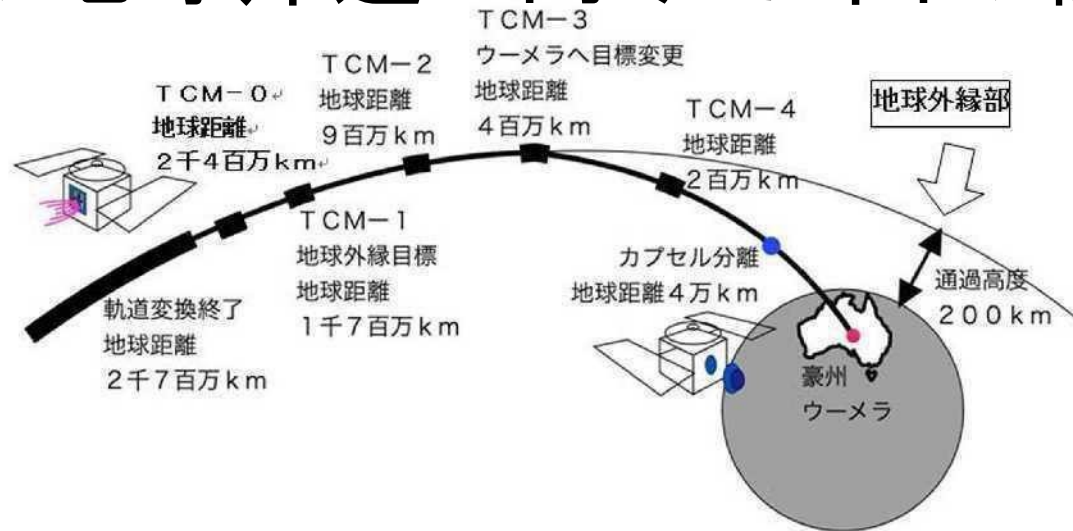
累積で25600時間探査機を加速し、宇宙動力航行の世界記録を樹立。
すべてのエンジンののべ運転時間は約4万時間に達する。

イオンエンジンの運転履歴

宇宙動力航行時間の世界記録樹立



イオンエンジン連続運転終了(2010年3月) 6/13の地球帰還に向けて5回の軌道修正



TCM-3 豪州入国



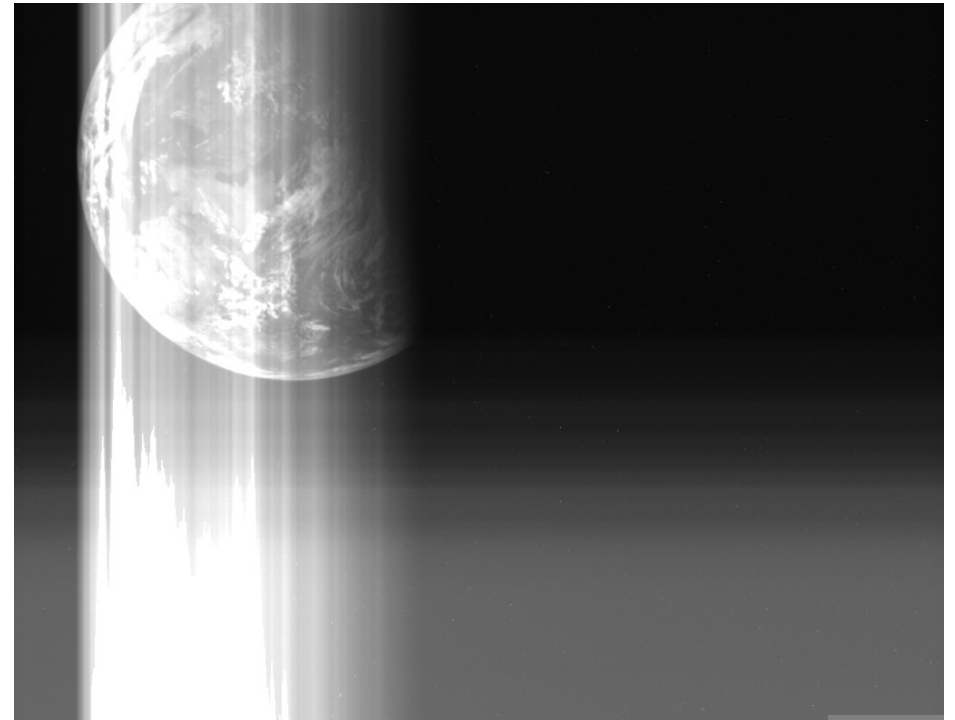
TCM-4 最後の軌道修正

3月27日	イオンエンジンによる第2期軌道変換終了済み
4月6日	TCM-0 地球外縁部への初期誘導を実施済み
5/2~4	再突入39日前頃までに TCM-1、地球外縁部への誘導
5/23~27	再突入15日前頃までに TCM-2、地球外縁部への誘導
6/3~5	再突入 7日前頃までに TCM-3、豪州への誘導(地球外縁部→豪州着陸想定地域へ)
6/9	再突入 3日前頃までに TCM-4、豪州への誘導(着陸想定地域への詳細誘導)
6/12	再突入 1日頃前から カプセル昇温
6/13	再突入 3時間前頃 カプセル分離
	再突入 日本時間 23 時頃(協定世界時 14 時頃)を予定
	再突入+1 時間までに カプセル着地

*TCM: 軌道修正 (Trajectory Correction Maneuver) イオンエンジンにて実施のため長時間を要する。

はやぶさ最後の地球撮像画像(2010/6/13)

- 6/13 19:51にカプセル分離
- はやぶさの姿勢は大きくぶれ始めたが、残り一基のリアクションホイールでぶれを抑えながら地球の方向にカメラを向けた
- 撮影を試みた3、4枚のうち最後の1枚(22:02)をぎりぎりまで受信
- 22:28鹿児島からは見えなくなり、通信途絶で途中切れ
- 22:51大気圏突入



はやぶさ・カプセル大気圏再突入



(C) JAXA

カプセル回収



カプセルとパラシュート



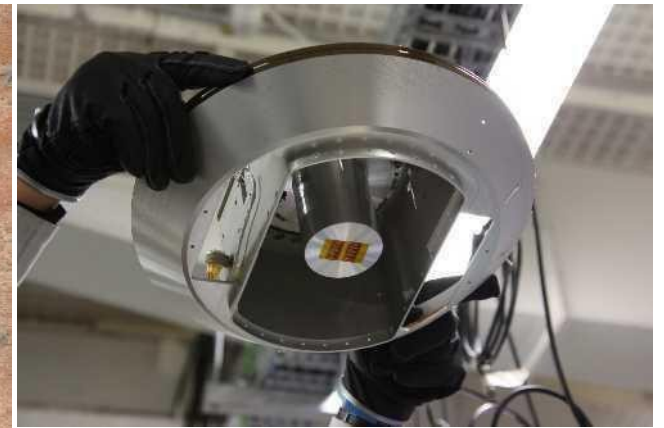
カプセルの安全化処理



前面ヒートシールド



背面ヒートシールド



サンプラーコンテナ

2011～2012年の「はやぶさ」映画3本

- 「はやぶさ」が立て続けに3つ映画化されました。JAXAも協力しています。
 - 20世紀フォックス(2012年3月7日BD/DVD発売) 『はやぶさ/HAYABUSA』
出演:竹内結子、西田敏行、高嶋政宏、佐野史郎、山本耕史、鶴見辰吾、甲本雅裕(平山孝行役)、マギー、高橋長英、市川実和子、生瀬勝久、笈利夫
 - 東映(2012年8月10日BD/DVD発売) 『はやぶさ 遙かなる帰還』
出演:渡辺謙、江口洋介、夏川結衣、小澤征悦、中村ゆり、吉岡秀隆、石橋蓮司、藤竜也、山崎努、嶋田久作、近藤芳正、蟹江一平(石山雅高役)
 - 松竹(2012年8月2日BD/DVD発売) 『おかえり、はやぶさ』
出演:藤原竜也(イオンエンジンのエンジニア助手)、杏、三浦友和、前田旺志郎、森口瑤子、田中直樹、宮崎美子、豊原功補、大杉蓮、中村梅雀



©2011「はやぶさ/HAYABUSA」
フィルムパートナーズ



©2012「はやぶさ 遙かなる帰還」
製作委員会



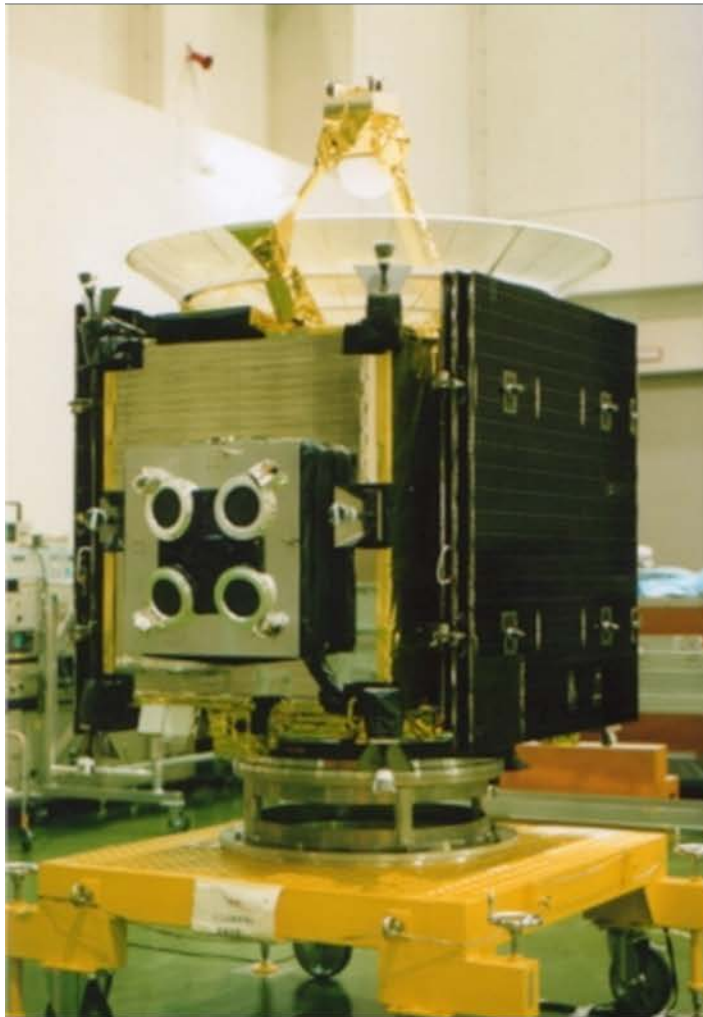
©2012「おかえり、はやぶさ」
製作委員会



3社合作JAXA関係者向け非売品

はやぶさ2イオンエンジンの開発

「はやぶさ」の後継機「はやぶさ2」

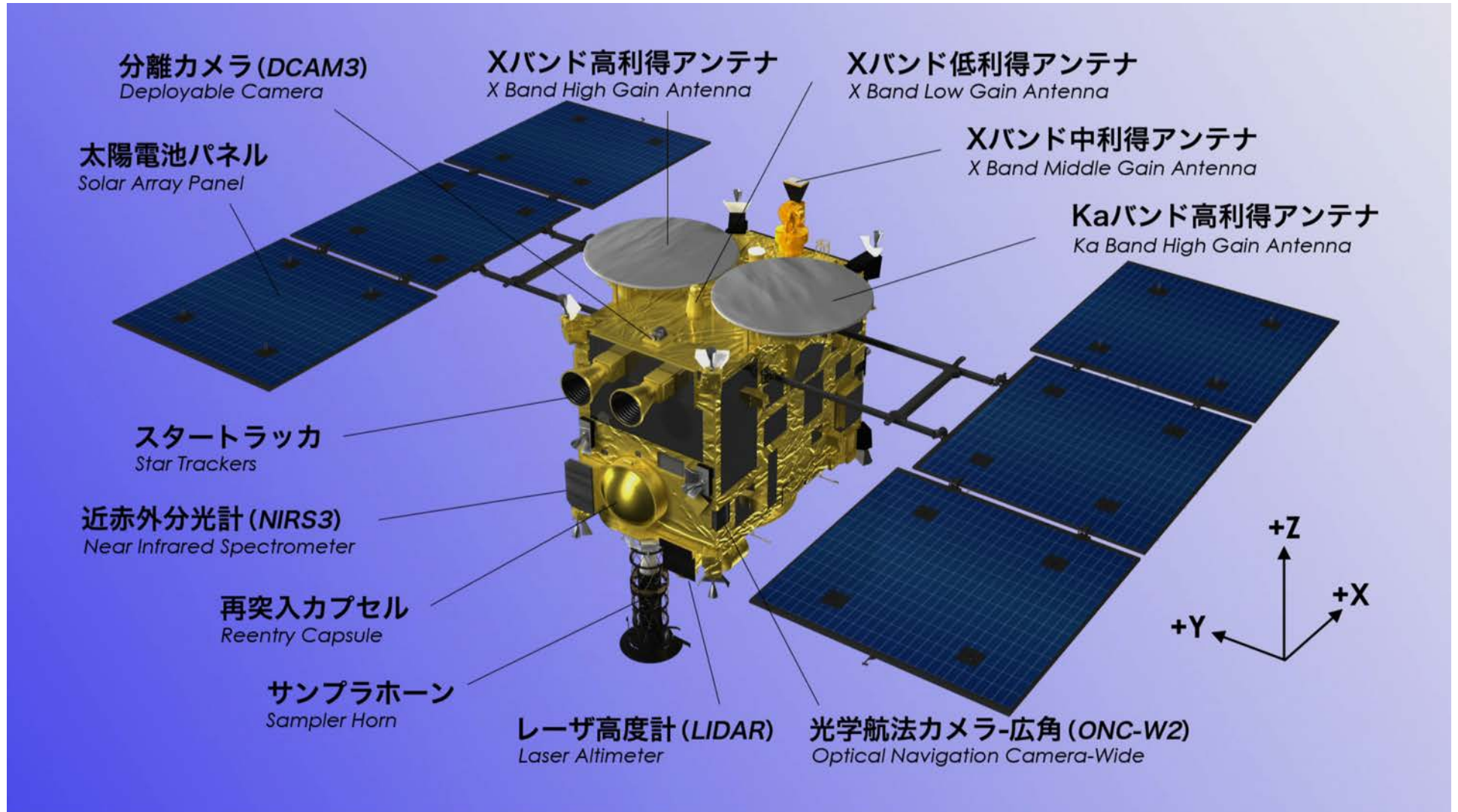


Hayabusa (2003-2010)
プロジェクト開始は1996年

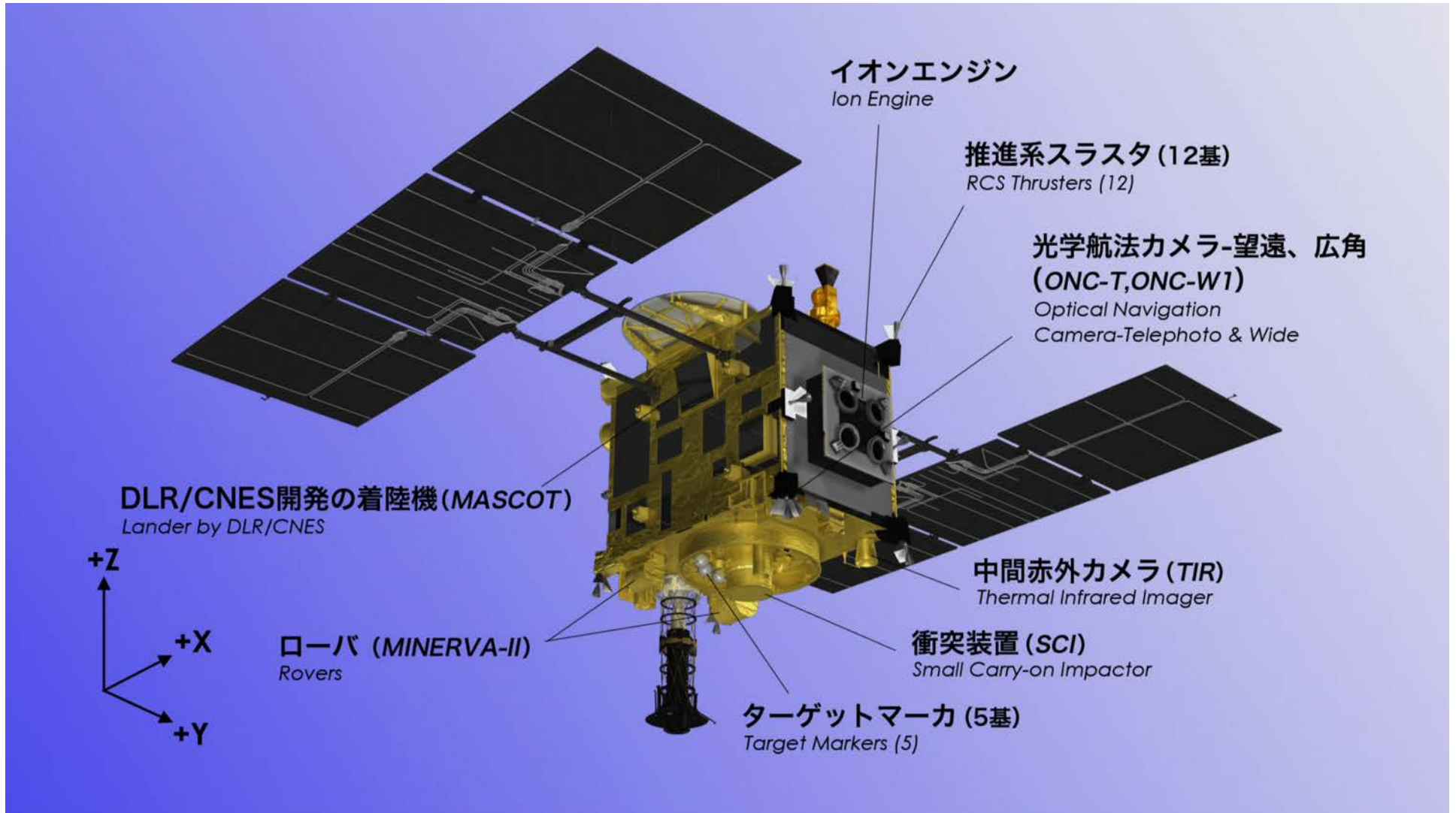


Hayabusa2 (2014-2020)
プロジェクト開始は2011年

はやぶさ2の外観(1)



はやぶさ2の外観(2)



打上げ

「はやぶさ2」ミッション

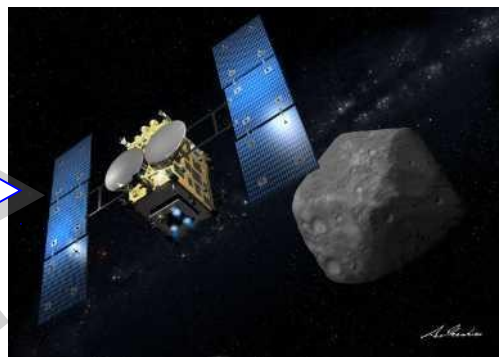


2014/12/3

2015/12/3

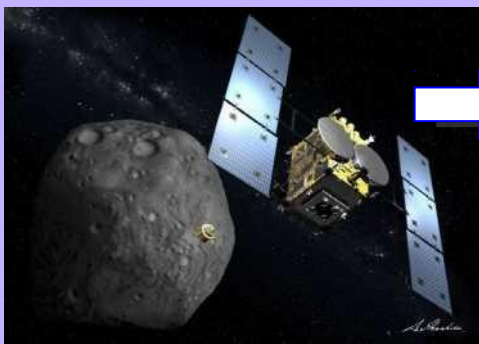


スイングバイ



2018年6月

探査機によるリモートセンシング観測では、光学カメラ、赤外線分光計、LIDAR(距離測定)などの機器を用いて、小惑星の特性を調べる。その後小惑星の近接観測、小型ローバの投下、表面試料の採取を行う。



新しいミッションを追加



2020年12月

地球帰還

衝突体の衝突による小惑星表面地形の変化や形成された人工クレーターなどを探査機が観測することで、小惑星の地下物質、内部構造、再集積過程に関する新たな知見を得る。安全が確認できれば、人工クレーター近傍での試料採取にも挑む。



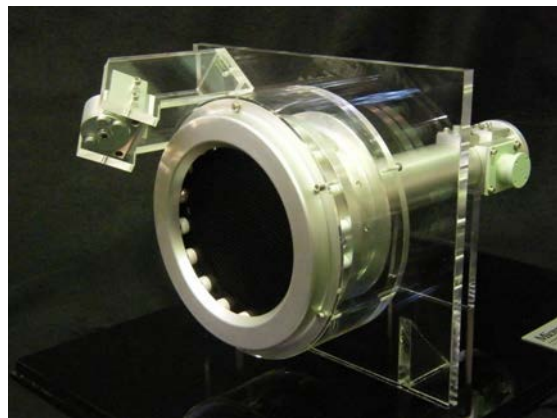
2019年12月

探査機が地球に戻り、カプセルを地上で回収する。

サンプル分析

はやぶさイオンエンジンの不具合と はやぶさ2での対策(その1)

- ・不具合1 (イオン源A)
イオン源Aが7.5時間でプラズマ点火が不安定になった。6年後の再点火は不可能であった。
- ・推定原因:Aのマイクロ波ケーブルだけ、ジンバル駆動試験時の不具合で急遽交換し、その後の動作確認が十分出来ないまま打ち上げた経緯がある。そもそもプラズマ点火性に余裕がなかったものが、微妙な位相変化で点火不安定、不可能になったと考えられる。
- ・対策:十分に調整済みのマイクロ波供給系で打ち上げる。大流量ほど点火が困難であるが、はやぶさ2ではアンテナ長さを最適に調整の上、実際に使用する上限の3.5sccmに対し、5sccmまでの点火確認を行った。



スラスタの模型(左)
フライト用スラスタAの
運転中の様子(右)

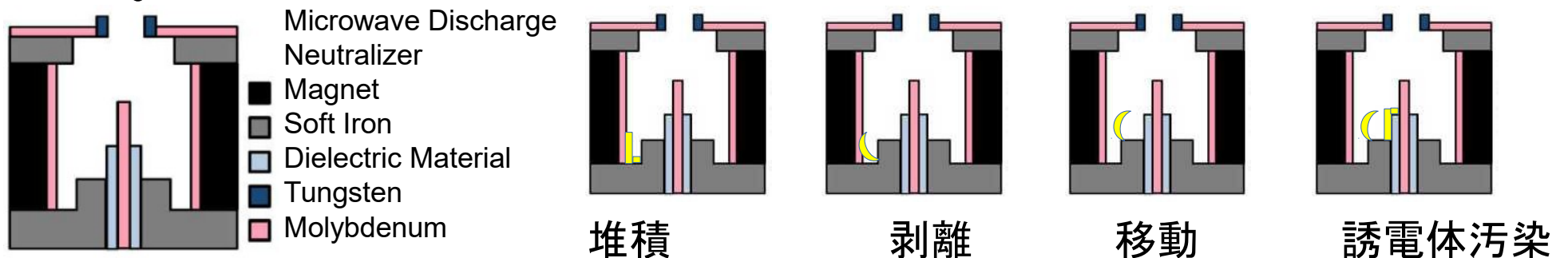
はやぶさイオンエンジンの不具合と はやぶさ2での対策(その2)

・不具合2(中和器B, C, D)

中和器Bが約1万時間、中和器Cが約1万2千時間、中和器Dが約1万5千時間で電圧上昇して使用不能あるいは推力制限状態となった。

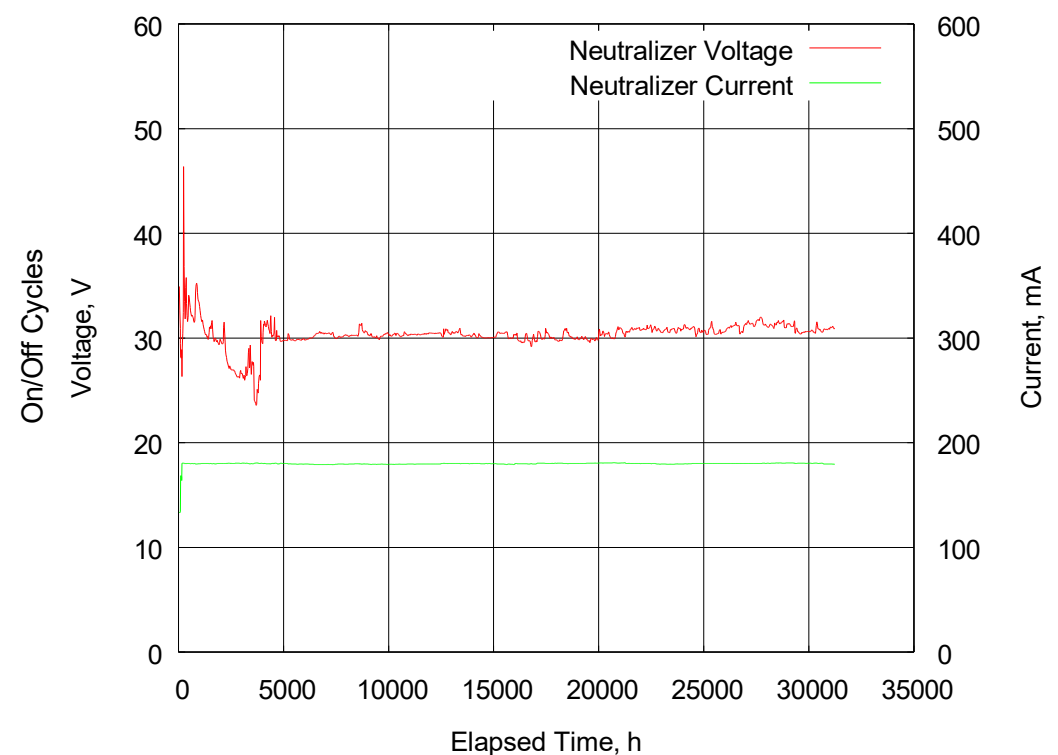
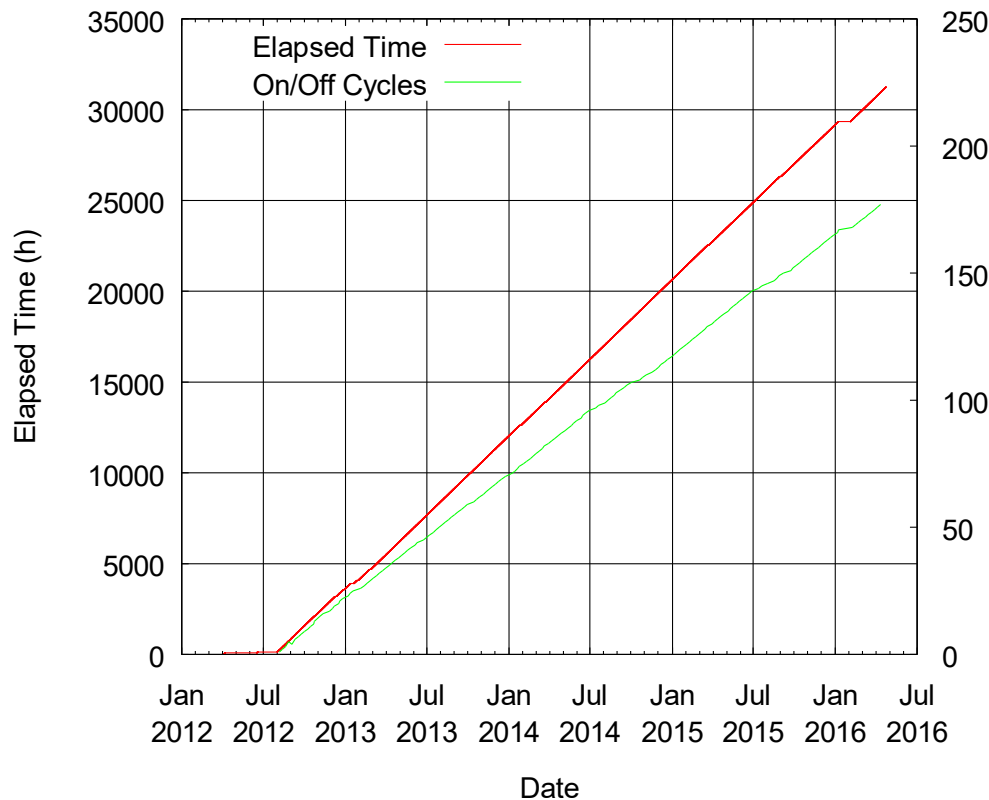
・推定原因:2万時間の地上耐久試験では実際の使用環境を想定した温度変化が模擬されていなかった。耐久試験で見られた1万8千時間以降の電圧上昇傾向は、スパッタ堆積被膜の剥離をきっかけとしたアンテナ誘電体端面の金属コートによる劣化が原因とみられ、宇宙ではこの現象がおきるまでの時間にばらつきがあったと推定。

・対策:磁場を強化することで動作電圧を低減し、スパッタリングによる各部品の質量変化率をおよそ半減させた。中和器単体の耐久試験では、軌道上同様に毎週1回オフして冷却することで、温度サイクルを印加するようになった。



EM(エンジニアリングモデル)中和器 地上耐久試験続行中(31280時間経過)

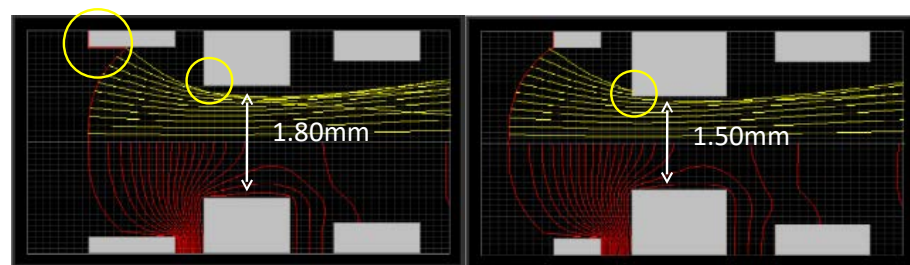
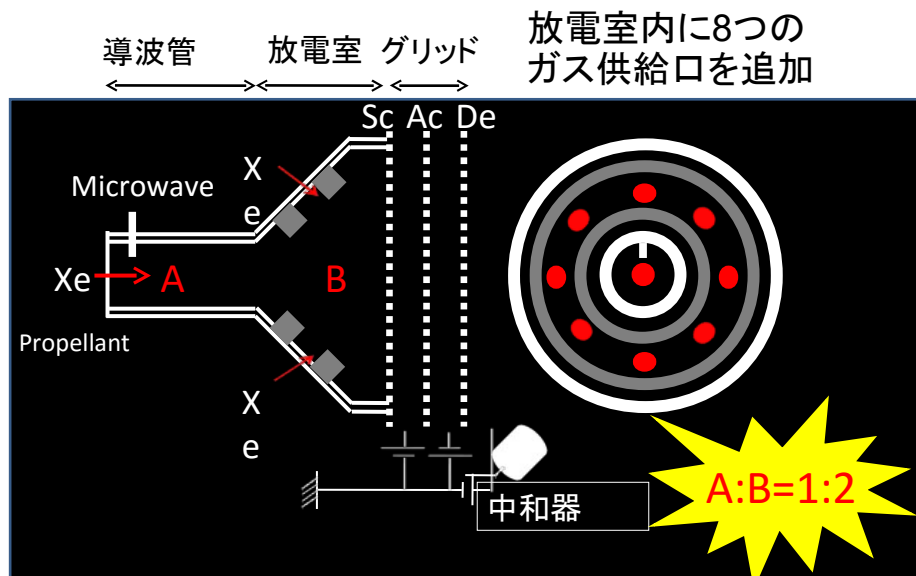
はやぶさ2での軌道計画では約10000時間使用予定。



運転時間(赤)と毎週のオンオフ回数(緑)

寿命に関わる動作電圧の履歴(赤) ⁴⁴

イオン源改良により推力を2割増強 推進剤分配比をフライトスラストでも微調整

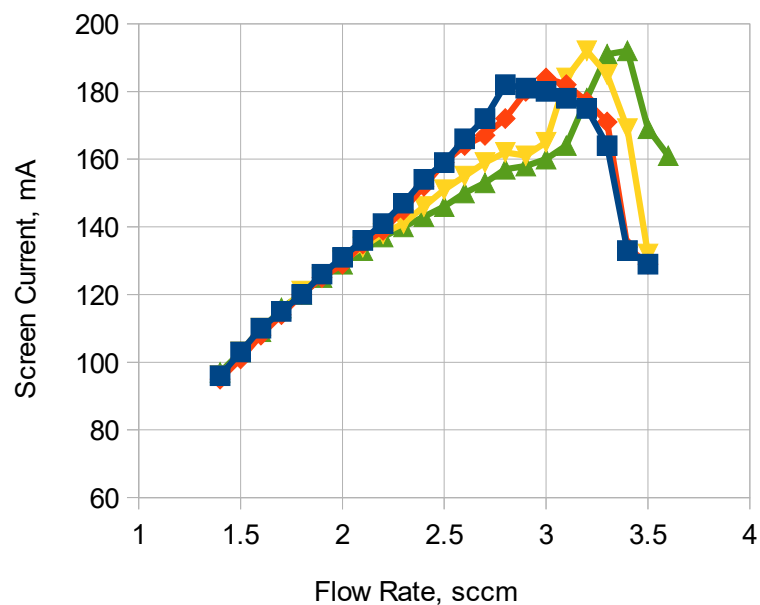


スクリーングリッドの厚み : 0.95 mm ⇒ 0.80 mm

1. プラズマの壁面損失を減らす
2. 正味の電場を増やす

アクセラグリッド径 : 1.80 mm ⇒ 1.50 mm

1. 中性粒子の跳ね返す
2. アクセル電流を増やす



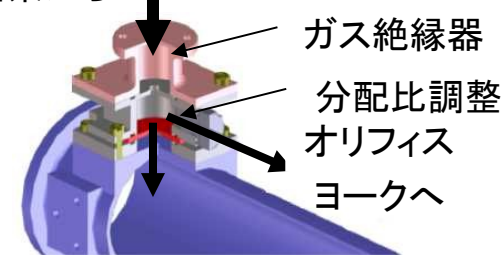
ガス分配比調整用部品
の穴径調整の効果

導波管側リッチ

- FM ITH-C Orifice Φ0.5mm
 - ◆ FM ITH-C Orifice Φ0.4mm
 - ▲ FM ITH-C Orifice Φ0.3mm
 - ▲ FM ITH-C Orifice Φ0.2mm
- ヨーク側リッチ



推進剤供給系から

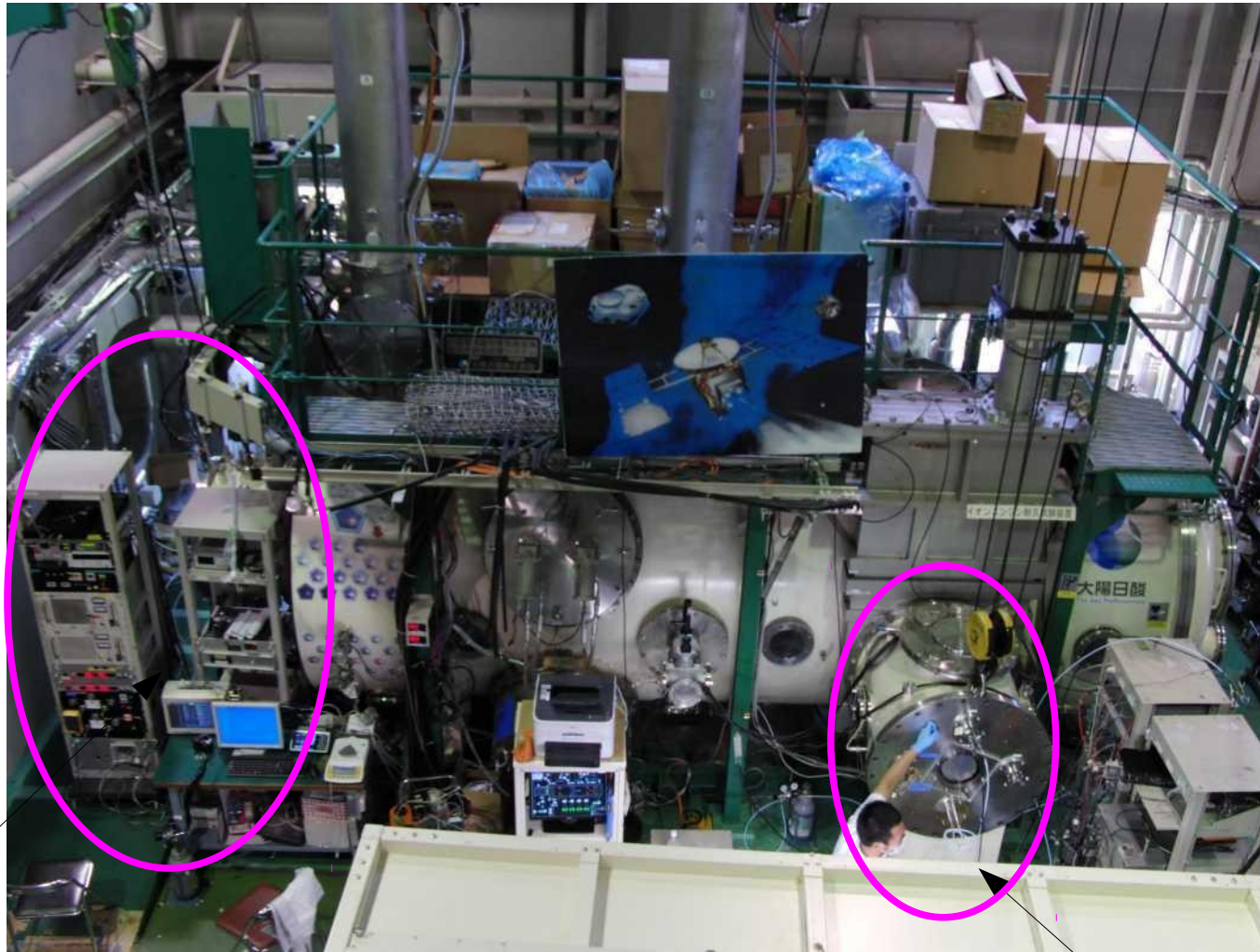


導波管へ

プラズマ生成部へのガスの直噴量を変えると性能が変化

- 導波管側リッチ: 比推力が高い、直線性が良い → 採用 45
- ヨーク側リッチ: 最大推力が高い、直線性が悪い → 不採用

はやぶさ2搭載用イオンエンジンを 2台ずつ一度に試験中(2013/7/9)



左端サブチャンバーAから右方向にイオンエンジンA
が一台噴射中。そのための電源装置類が並ぶ。

右手前のサブチャンバーBでもう一台の
イオンエンジンDを試験中。

はやぶさ2イオンスラスタA, Bの試験・調整 (2014年3月、推力は従来比2割増の10 mN)



はやぶさ2へのイオンエンジン4台組み付け (2014/5/9 はやぶさ打ち上げ11周年)



ガスが正しく流れ出ているかどうかの確認作業

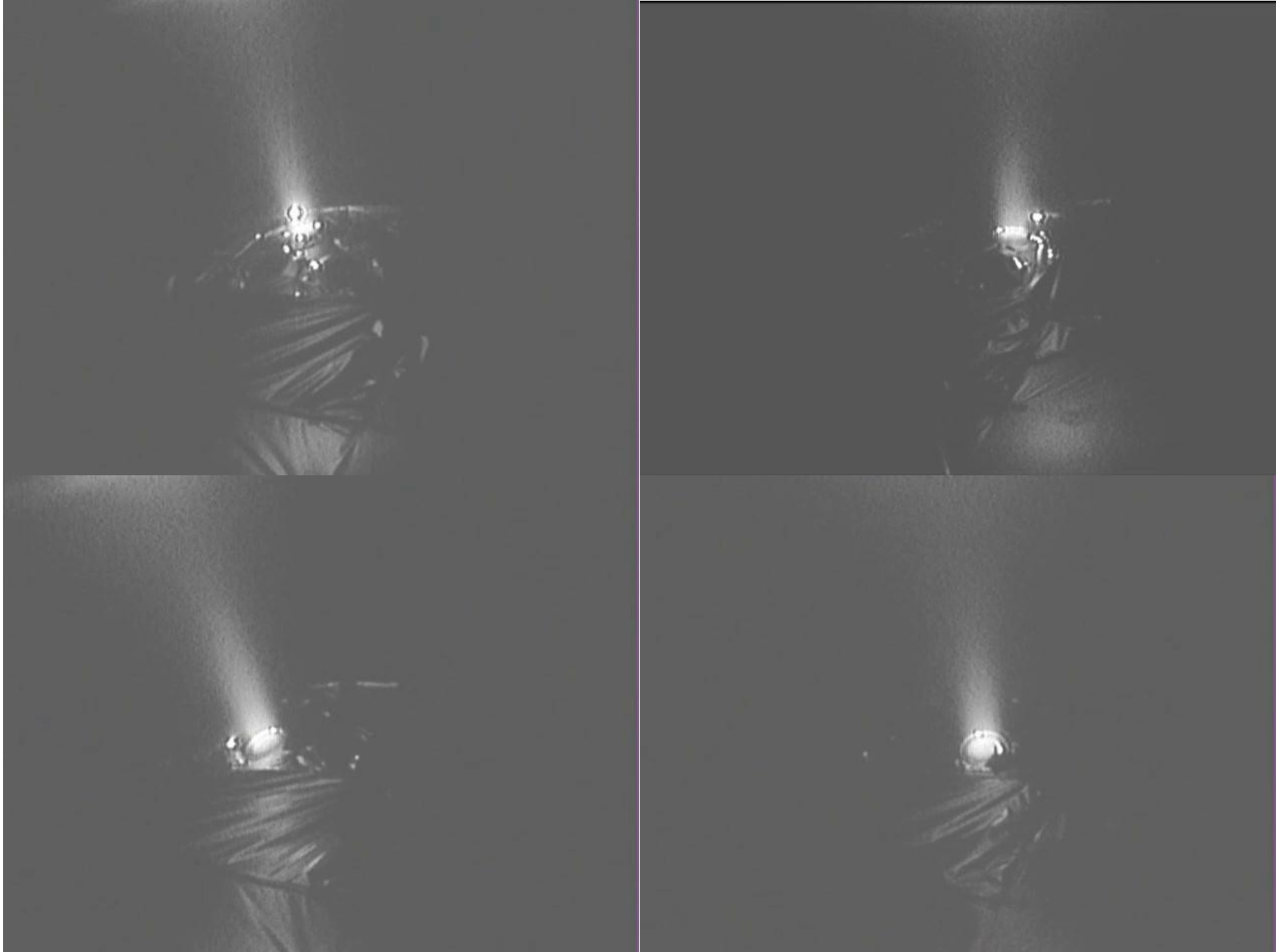
はやぶさ2の熱真空試験中の イオンエンジン点火(2014/5/27~6/3)



探査機を丸ごと大きな真空タンクに入れて、タンクの内面の壁を宇宙と同じように -196°C 近くに冷やすと同時に太陽光の熱をもぎして一部の表面に貼ったヒーターを暖める。

イオンエンジンのキセノンプラズマを点火する試験も行った。左の写真はスラスタA, Bの2台が点火された様子。

はやぶさ2のイオンエンジン噴射試験 (2014/6/15)



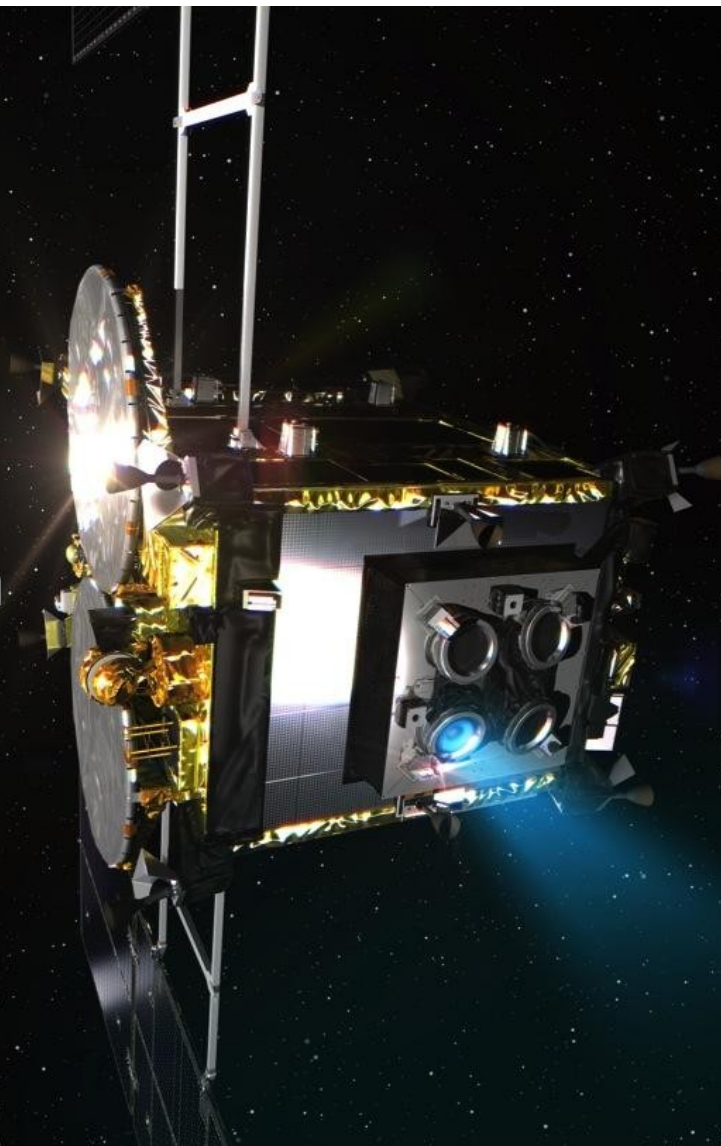
2014/12/3 13:22:04 はやぶさ2打上げ



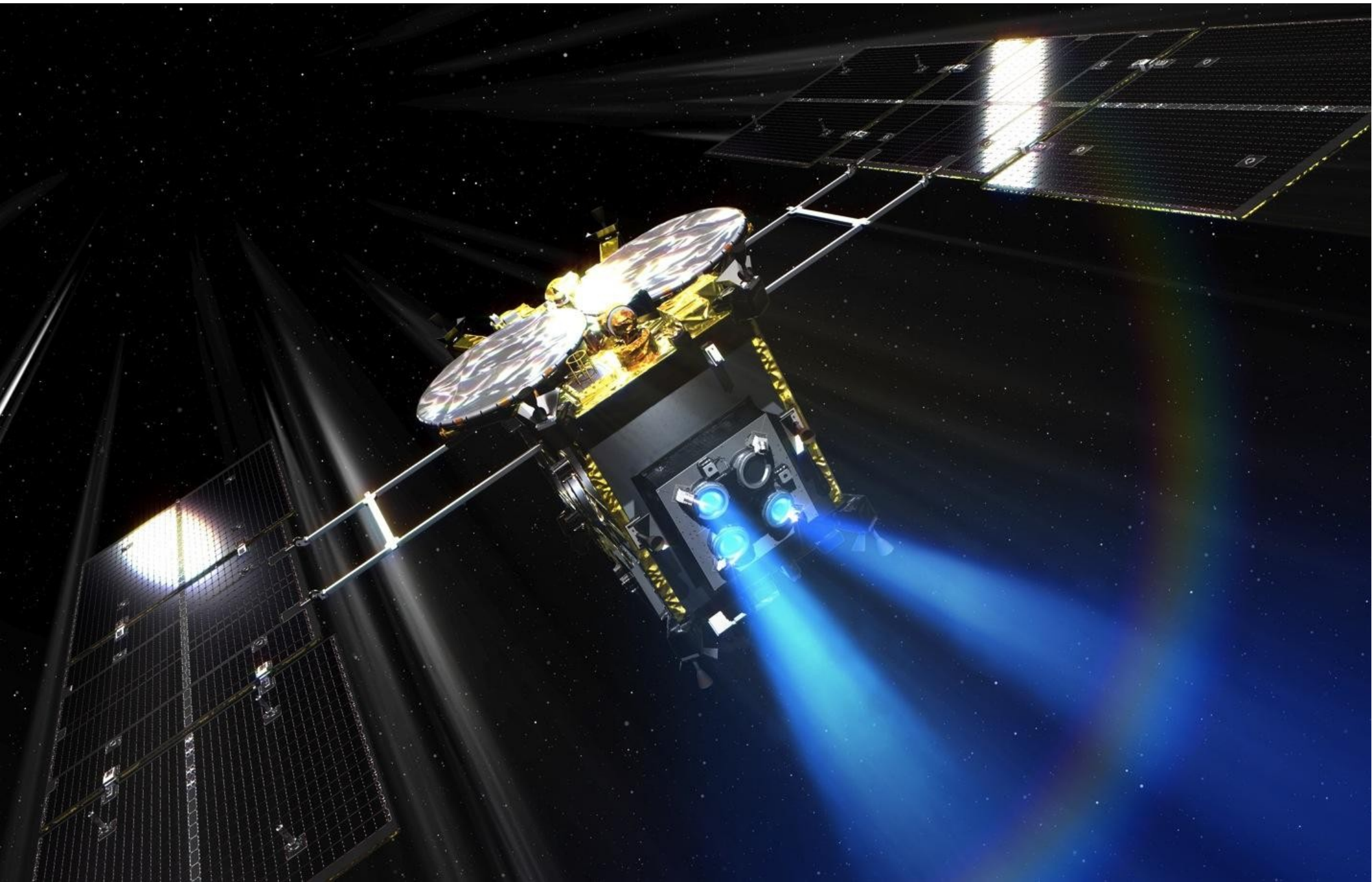
休憩

1台ずつの動作確認試験(2014/12)

HAYABUSA2
Ion Engine System μ 10 **1st Beam**



3台運転(2015/1)

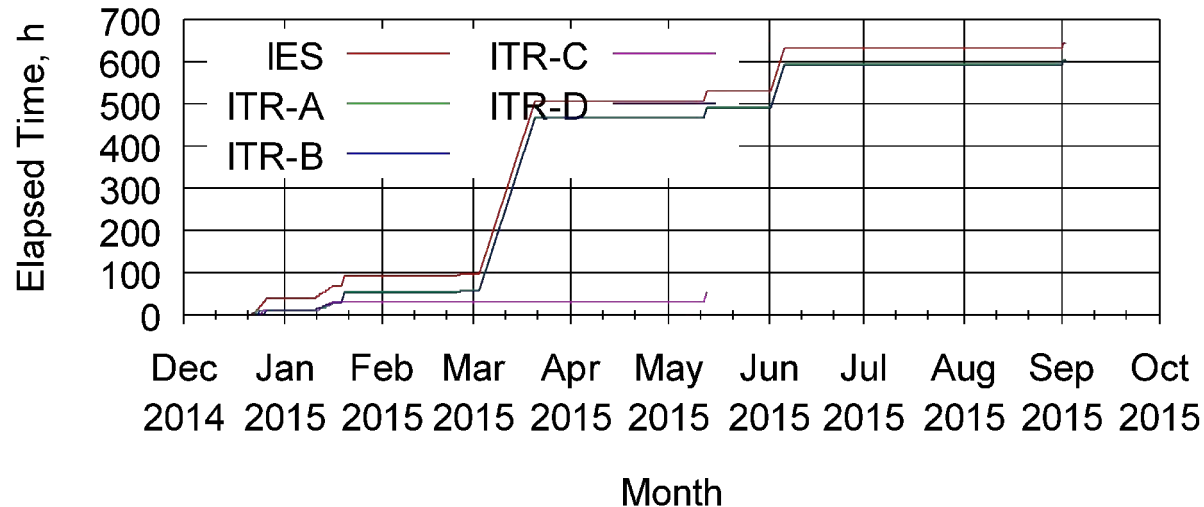


24時間2台自律運転成功(2015/1/20)

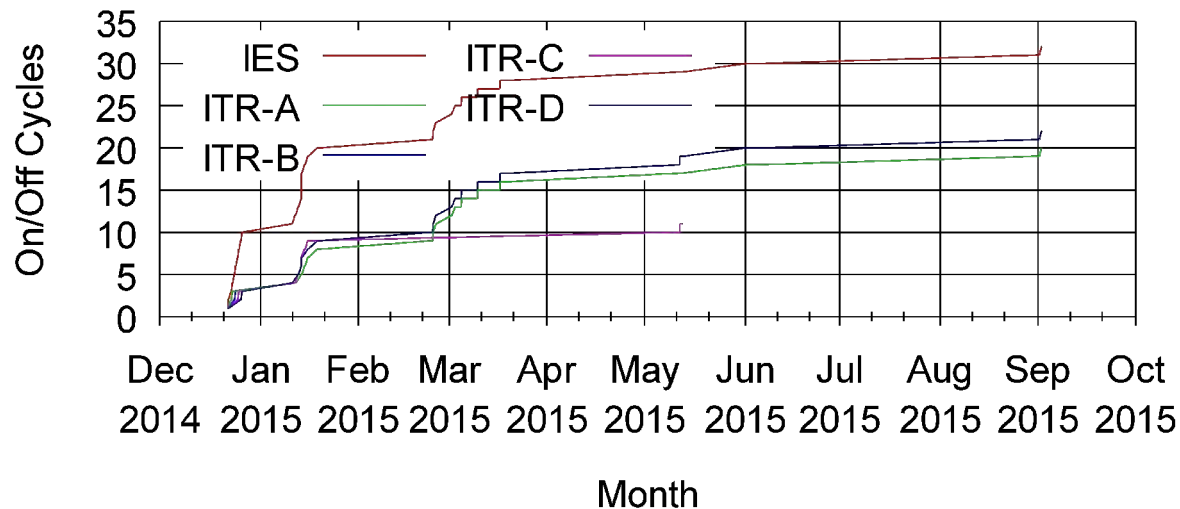


はやぶさ2イオンエンジン最初の1年間の実績 (EDVEGAフェーズ)

運転時間



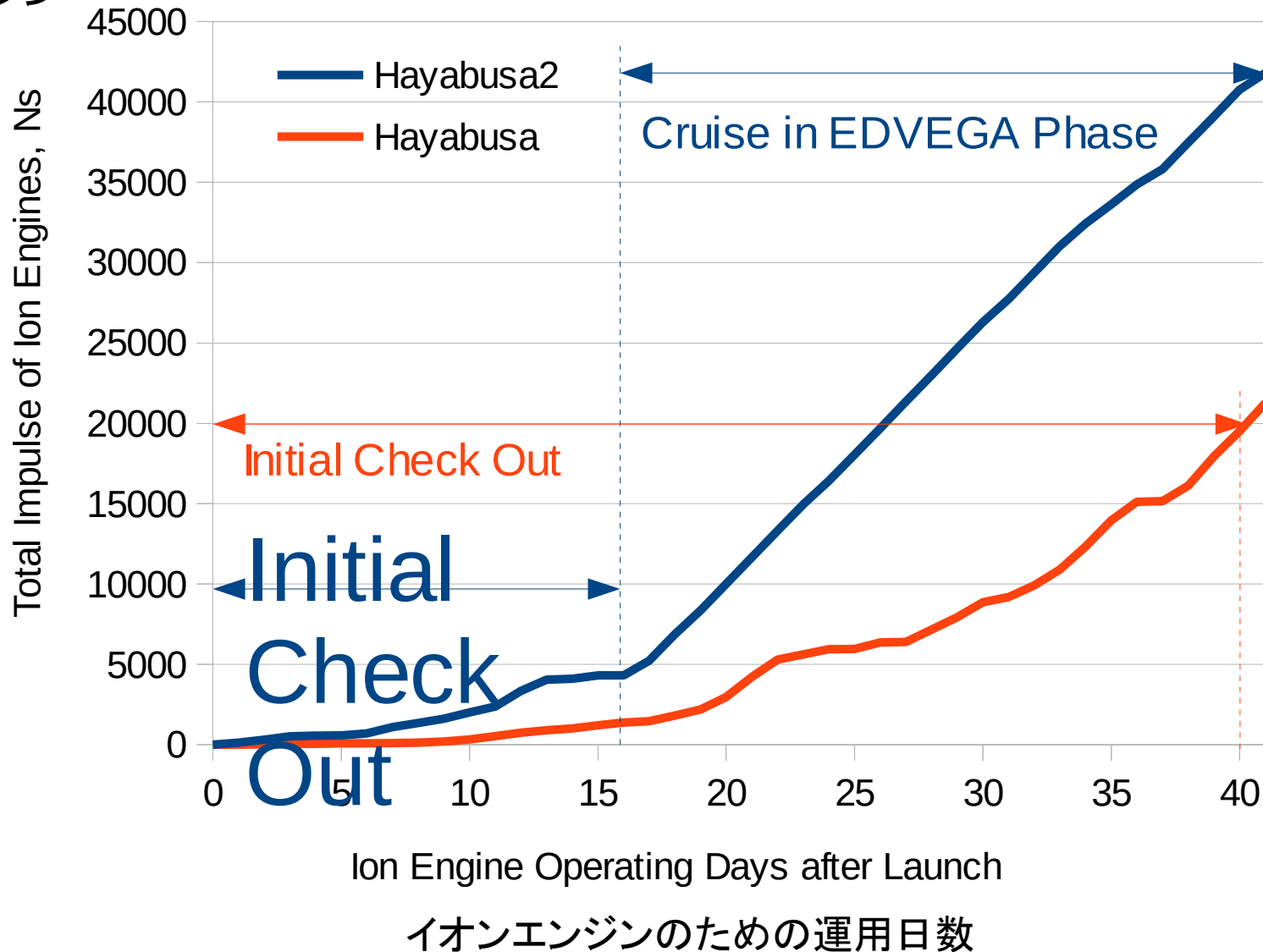
オンオフ回数



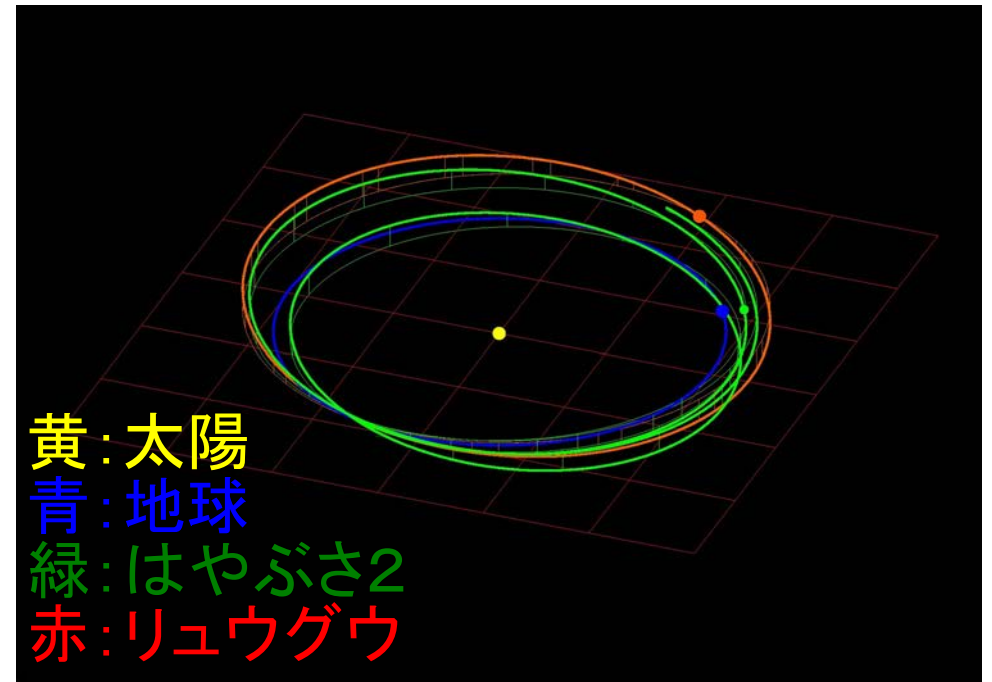
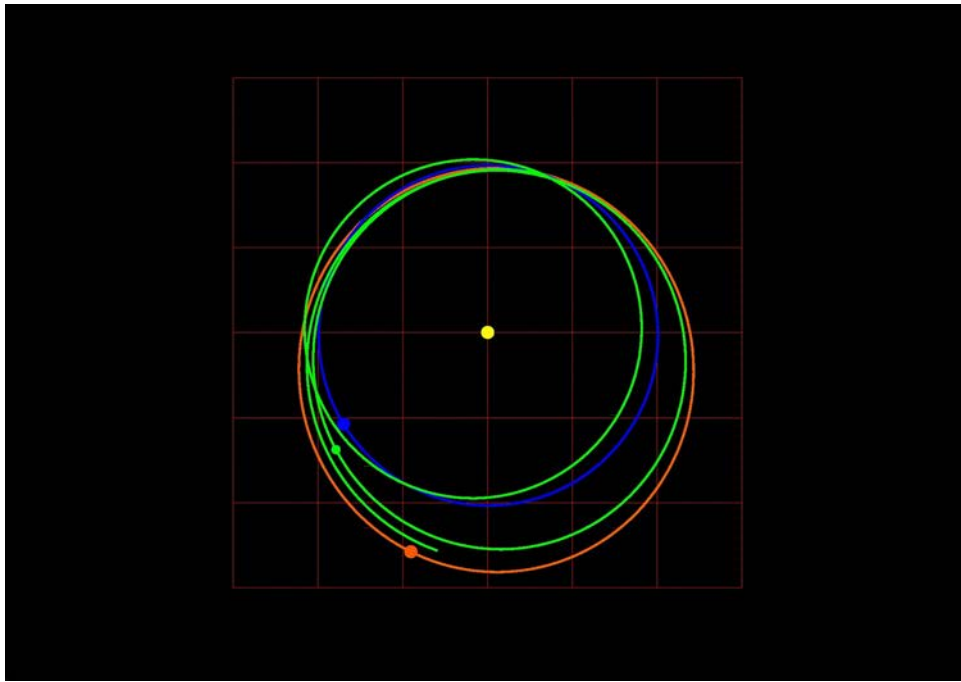
累積運転時間 A: 605 h, B: 11 h, C: 54 h, D: 603 h, IES (動力航行) : 644 h
 プラズマ点火・消火サイクルA: 20回, B: 3回, C: 11回, D: 22回, IES: 32回

はやぶさ2の速やかな巡行運用開始 初期チェックアウト期間の短縮

イオンエンジン
総力積



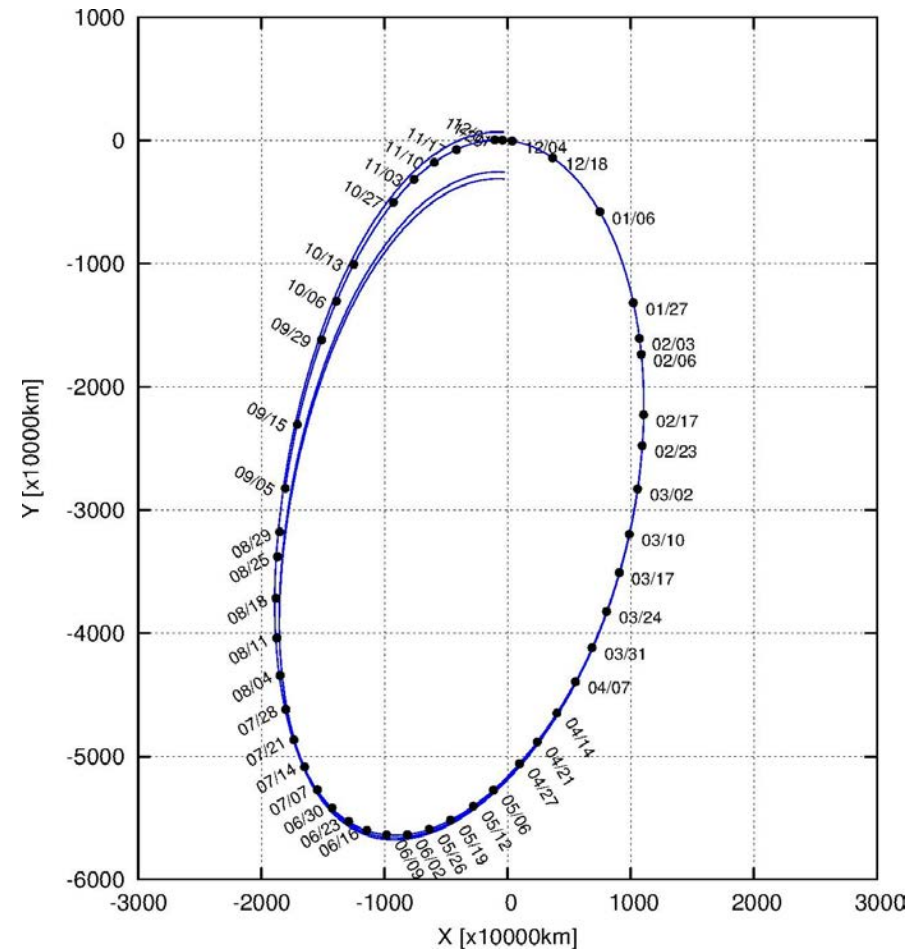
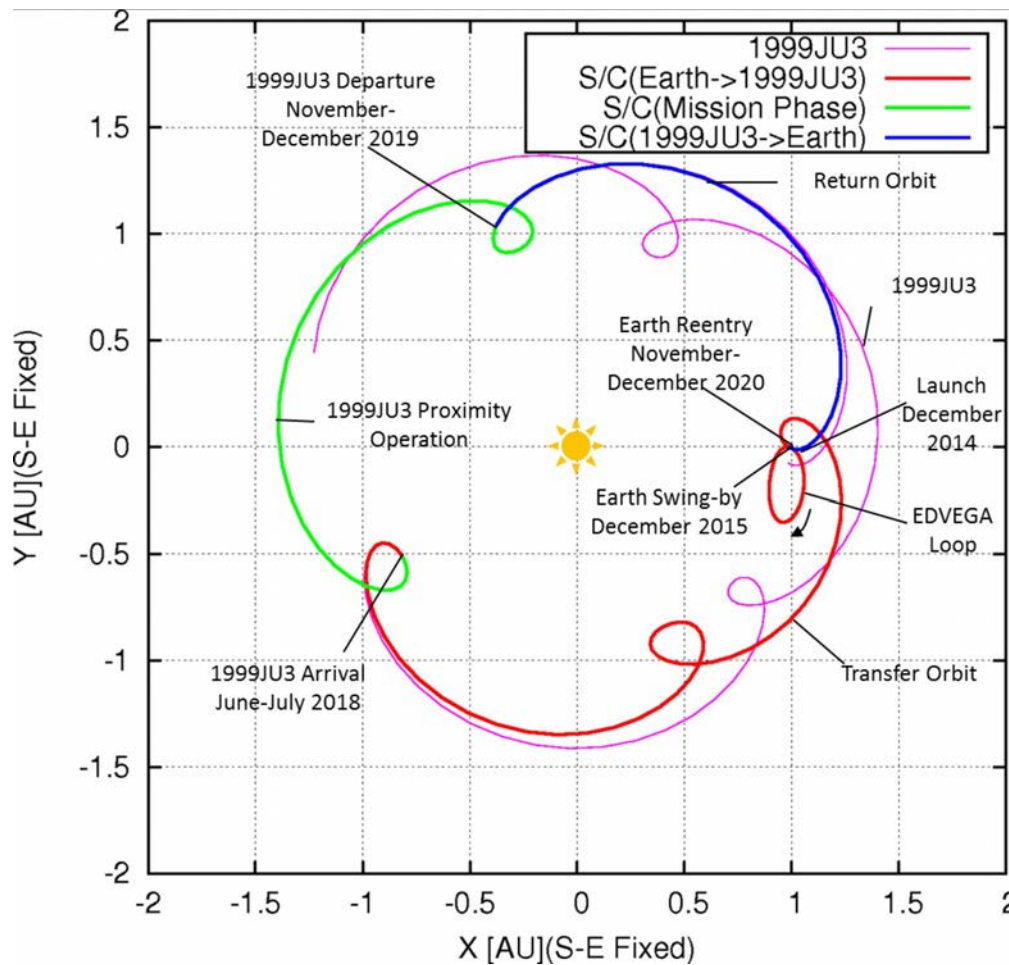
はやぶさ2と小惑星リュウグウの軌道 分かりにくい……



2016/4/22の位置

はやぶさ2と小惑星リュウグウの軌道 太陽—地球固定表示

打ち上げからスイングバイまでの
イオンエンジンによる軌道変更の効果



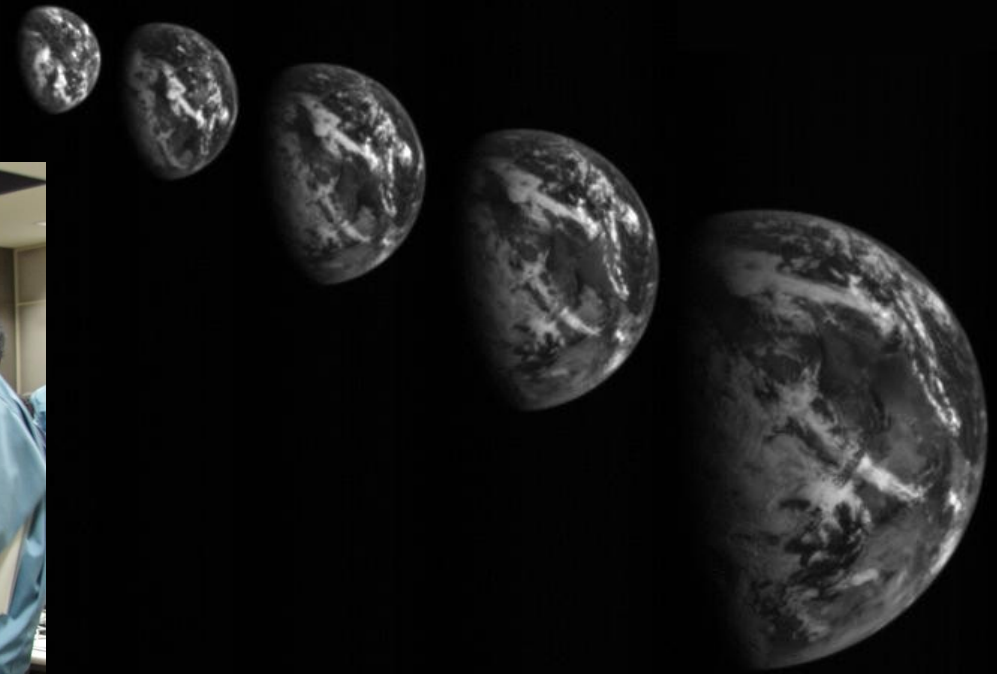
2015/12/3の地球スイングバイに向けて
化学推進で2回微調整

地球スイングバイ(2015/12/3)

速度方向を約80°曲げ約1.6km/s加速することに成功



光学航法望遠カメラ(ONC-T)で撮影した地球と月(2015/11/26)
300万km




09:00(20万km)、12:00(約15万km)、14:30(約10万km)、16:00(約7万2千km)、16:45(5万7千km)、17:45(3万6千km)

DSN



地球スイングバイ以降、南半球のキャンベラ局を借用


DSN NOW
















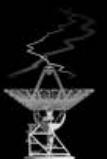


Jet Propulsion Laboratory | California Institute of Technology

LAST UPDATED: APR 22 2:01 AM (UTC)


DEEP SPACE NETWORK NOW

[DSN home](#) 

	NHPC	MEX MRO	CHDR	M01O	
 MADRID APR 22 4:01 AM					
	63	65	54	55	
 GOLDSTONE APR 21 7:01 PM					
	14	15	24	25	26
 CANBERRA APR 22 12:01 PM					
	43	45	34	35	

TARGET

DAWN



[VIEW ANTENNA](#)
[VIEW SPACECRAFT](#)
[VIEW WORLD MAP](#)

DAWN

SPACECRAFT

NAME
Dawn

RANGE

[+ more detail](#) [credits](#) [contact us](#)

ESA MLG局 (マラルグエ、アルゼンチン)



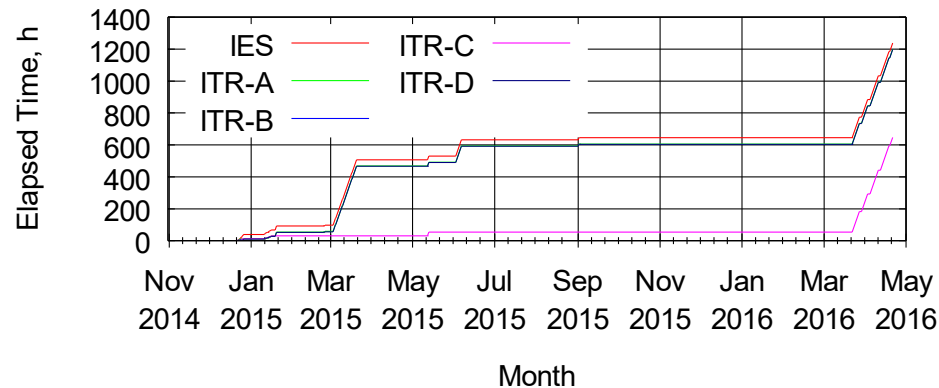
地球スイングバイ以降、南半球のマラルグエ局を借用

トランスファーフェーズ(2016/3/22~)

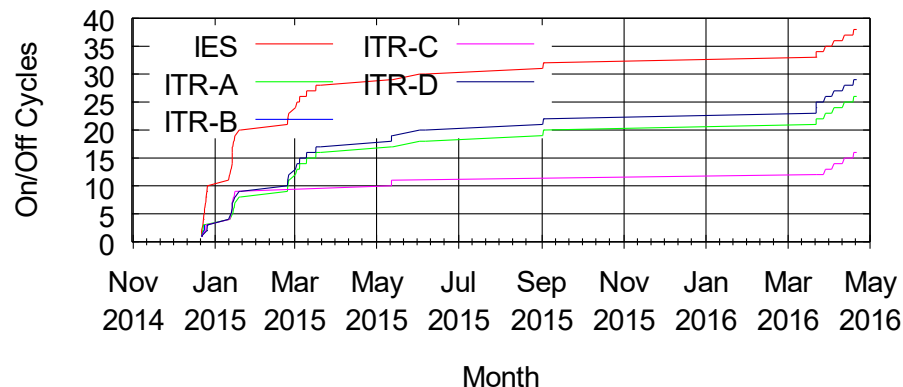
A,C,Dの3基の運転を開始

- リュウグウ到着までに数か月間のイオンエンジン連続運転を3回予定している。初回は800時間イオンエンジンを稼働させ、5月中旬に完了する予定。今期で120 m/s (=440km/h)の減速を実施する。

運転時間



オンオフ回数



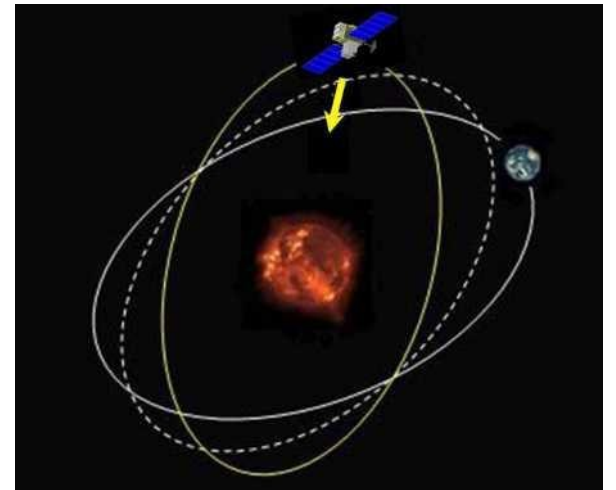
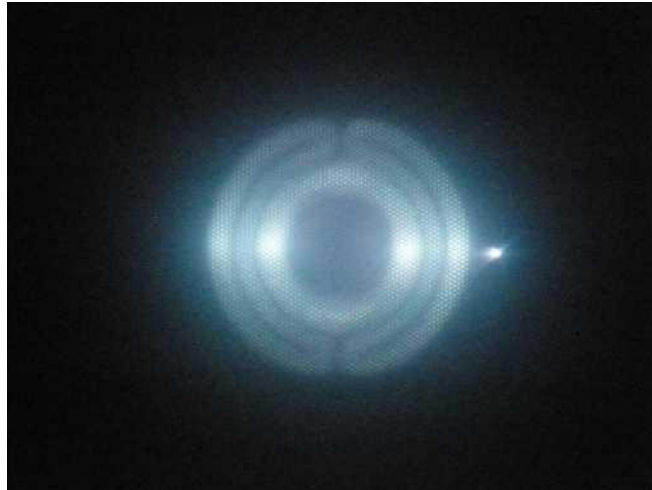
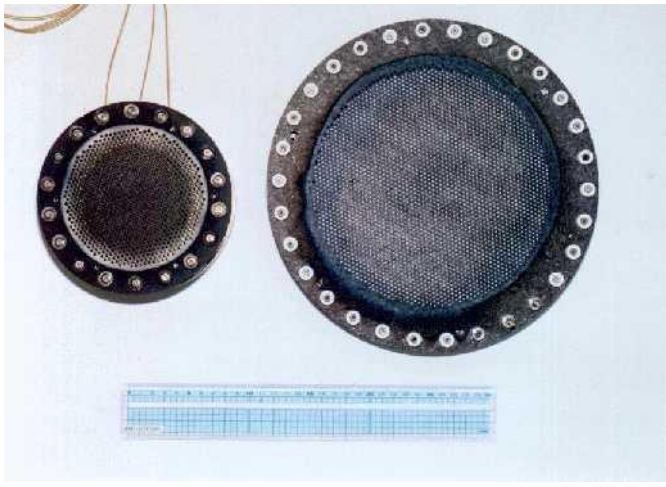
2016/4/22現在

累積運転時間 A: 1200 h, B: 11 h, C: 647 h, D: 1198 h, IES (動力航行): 1238 h
 プラズマ点火・消火サイクル A: 26回, B: 3回, C: 16回, D: 29回, IES: 38回

発展型のイオンエンジン開発と イオンエンジンを用いた深宇宙探査将来構想

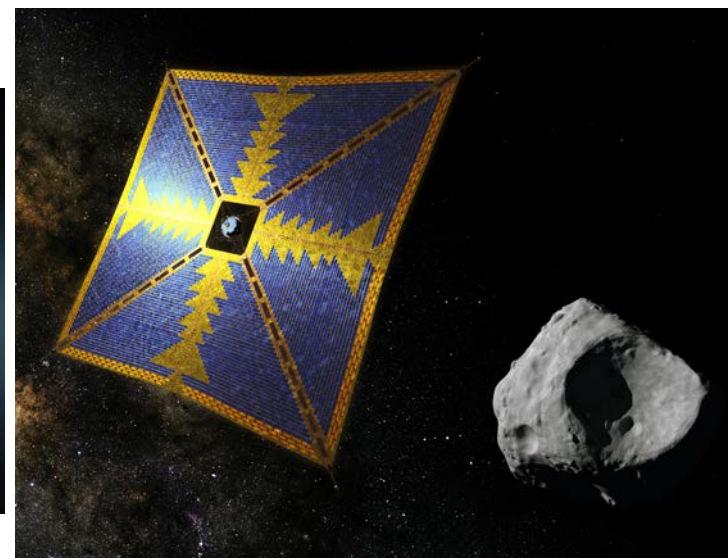
$\mu 20$ イオンエンジン

- $\mu 10$ の口径を2倍にして4倍大推力化
- 黄道面脱出型太陽観測機、小天体探査機への応用が期待される



$\mu 10$ HIspイオンエンジン

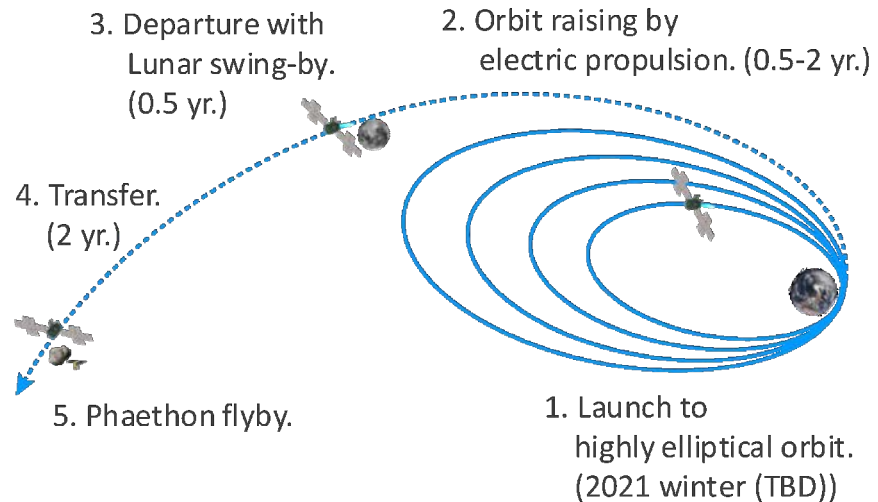
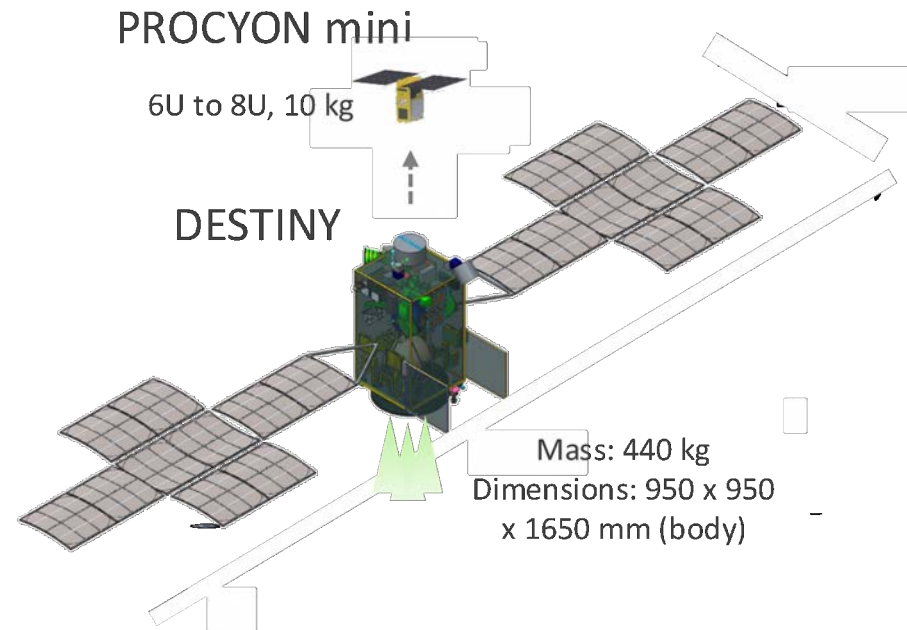
- $\mu 10$ のイオン加速電圧を5倍にして2.2倍大推力化
- 木星トロヤ群小惑星探査計画(2020年代半ば目標)「ソーラー電力セイル」提案中



深宇宙探査技術実験ミッションDESTINY+ 小惑星フェイトン(ふたご座流星群母天体) をフライバイする小型科学衛星(提案中)

DESTINY+ stands for
Demonstration and
Experiment of
Space
Technology for
Interplanetary
vo**Y**age

Phaethon
flyby with
re**U**sable
probe



まとめ

- 小惑星探査機「はやぶさ」の実績と教訓をもとに、「はやぶさ2」のイオンエンジンは、信頼性・耐久性向上と、探査機大型化に対応した推力増強の改良を行いました。
- 打ち上げ後は2台で600時間順調に稼働して地球スイングバイを成功させ、現在は3台800時間運転の途上(600時間経過)です。
- 引き続き「安全運転」で探査機をリュウグウに送り届けたいと思います。

